

Дж. Хэмфрис

Ракетные двигатели и управляемые снаряды

И * Л

Издательство
иностранной
литературы



John Humphries

Rockets and guided missiles

Second edition, corrected

London
1958

Дж. Хэмфрис

Ракетные двигатели и управляемые снаряды

◆

Перевод с английского
Е. Г. Захаровой и Н. А. Павлова
Под редакцией канд. техн. наук
Ю. А. Афанасьева

ИЗДАТЕЛЬСТВО
ИНОСТРАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ
Москва, 1958

АННОТАЦИЯ

В книге английского специалиста по ракетной технике Дж. Хэмфриса рассматриваются вопросы устройства ракетных двигателей на твердом и жидком топливе и различные области их применения, главным образом для управляемых снарядов.

Даются также основные сведения об управляемых снарядах ближнего действия и дальнобойных баллистических ракетах: их устройстве, системе наведения и управления, запуске и т. д. Специальный раздел посвящен перспективам развития ракетной техники: использованию новых топлив и конструкционных материалов и атомных двигателей. Разбираются также вопросы о запуске искусственных спутников Земли и межпланетных полетах.

Книга содержит большой иллюстративный материал. Рассчитана на изучающих ракетную технику и широкий круг читателей.

Редакция литературы по военным вопросам.

Начальник И. Г. ФРОЛОВ.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Быстрое развитие современной техники и огромные возможности, которые она открывает перед человечеством, привлекают к ней очень большое внимание. Одной из сравнительно молодых, но очень быстро развивающихся и очень перспективных ее областей является ракетная техника.

Завоевание межпланетного пространства — вот проблема, которая стоит уже сегодня перед ракетной техникой. Исключительно важное значение имеет она и в военном деле, особенно для нанесения внезапных ударов с воздуха и для целей ПВО. Поэтому неслучайно созданию мощных ракетных двигателей и надежно работающих систем управления во всех странах уделяется серьёзное внимание.

Все это объясняет большой интерес, проявляемый к вопросам ракетной техники самыми широкими читательскими кругами.

К сожалению, имеется очень мало хорошей литературы по ракетной технике, которой мог бы пользоваться начинающий инженер и которую можно было бы рекомендовать даже человеку, не имеющему специального технического образования.

Настоящая книга известного английского специалиста в области ракетных двигателей и ракет Дж. Хэмфриса в известной мере восполняет этот пробел. В ней рассматриваются ракетные двигатели и управляемые реактивные снаряды, причем основное внимание уделяется принципам устройства ракетных двигателей. Автор, используя большой иллюстративный материал, последовательно излагает развитие ракетных двигателей от самых простых до более совершенных, созданных в период второй мировой войны и сразу же после нее.

Начинается книга с изложения истории развития ракетных двигателей, написанной на основе материала, оказавшегося в руках американцев и англичан после разгрома гитлеровской Германии. Большим недостатком этого раздела является полное игнорирование огромных заслуг советских ученых и инженеров в области разработки и создания первых ракетных двигателей. Отсутствует упоминание даже о трудах К. Э. Циолковского, которые легли в основу первых работ по ракетоплаванию почти всех ученых мира.

Автор начинает освещение устройства ракетных двигателей с описания пороховых реактивных двигателей. Следует отметить, что эта глава книги написана не самим автором и является наиболее слабой в книге, так как в сравнительно небольшом по объему разделе затронуты все основные вопросы, касающиеся твердых топлив и пороховых двигателей. Поэтому эту главу можно считать удовлетворительной лишь для очень поверхностного ознакомления с пороховыми реактивными двигателями. Для более же детального ознакомления с вопросами, касающимися протекающих в пороховом реактивном двигателе процессов, можно рекомендовать указываемую самим автором книгу Уимпресса «Внутренняя баллистика пороховых ракет», так как автор главы о пороховых двигателях во многом использовал материал из этой книги [1].

Остальная часть книги посвящена в основном рассмотрению жидкостных реактивных двигателей и различных областей их применения. Наиболее подробно разбирается вопрос об использовании ЖРД на управляемых снарядах, и в частности на ракетах дальнего действия.

В главах «Жидкие топлива» и «Испытание двигателей и жидких топлив» автором хорошо изложены основные вопросы, касающиеся выбора топлив для жидкостных реактивных двигателей как на современном этапе их развития, так и в перспективе.

---

[1] Уимпресс Р. Н., Внутренняя баллистика пороховых ракет, Издатинлит, М., 1952.

Следует отметить, что Хэмфрис излишне много уделяет внимания установкам, работающим на перекиси водорода. По-видимому, это объясняется тем, что в его распоряжении был обширный материал о работе немцев над созданием «холодных» двигателей, работающих на перекиси водорода как на однокомпонентном топливе. Как известно, двигатели на перекиси водорода хотя и являются конструктивно одними из наиболее простых, но имеют очень малую удельную тягу. Этот фактор делает нецелесообразным применение даже ускорителей, работающих на перекиси водорода.

В настоящее время перекись водорода нашла свое применение в качестве основного топлива для парогазогенераторов у двигателей с турбонасосной системой подачи топлива. Так что попытки создания перекисных двигателей для реактивных снарядов можно считать характерным только для истории развития немецкой ракетной техники, а также английской и американской в тех областях, где они использовали достижения немцев во второй мировой войне.

При описании новых перспективных топлив автор очень мало уделяет внимания трудностям, которые возникают в связи с их применением в двигателях, а именно этим и объясняется то обстоятельство, что до сих пор не внедрены топлива с очень большой величиной удельной тяги, порядка 400 сек.

В разделе, где рассматривается рабочий процесс двигателя, автором изложена установившаяся современная точка зрения по этому вопросу. Надо отметить, что здесь уделяется недостаточное внимание головке двигателя как основному смесительному элементу, от которого во многом зависит полнота сгорания топлива в камере. Иллюстративный материал по конструктивному выполнению головок двигателей и схемам расположения на них центробежных или струйных форсунок следовало бы, на наш взгляд, увеличить. Автор слишком мало говорит о том влиянии, которое оказывает давление в камере на характер протекания рабочего процесса, и о возможности использовать это явление для улучшения рабочих характеристик двигателя.

Недостаточно уделено внимания характеристикам различных систем подач. Поэтому не совсем ясно, какими соображениями руководствуются при выборе системы подачи для каждого конкретного случая. Правда, этот недостаток в другом разделе книги компенсируется очень интересным и нужным графиком, хорошо иллюстрирующим области применения различных ракетных двигателей с различными системами подачи.

Хорошо освещен раздел конструкции различных типов ракетных двигателей, но, к сожалению, излагаемый материал иллюстрируется на очень старых ракетных двигателях, которые в настоящее время не отражают действительного положения дел в этой области.

Являясь большим специалистом в области ракетных двигателей, Хэмфрис значительно слабее излагает вопросы, связанные с системами наведения и управления реактивными снарядами. Этот раздел книги, очевидно вследствие секретности ракетного оружия, дает лишь самое общее представление о существующих системах наведения и управления и иллюстрирован хорошо известными схемами управляемых реактивных снарядов и ракет дальнего действия, в большинстве своем устаревших образцов.

Очень полезным является раздел, где говорится о различных видах применения ракетных двигателей. В этом разделе приведены интересные графики, дающие правильное представление об областях применения тех или иных ракетных двигателей и об их преимуществах и недостатках по сравнению с воздушно-реактивными двигателями.

Вполне обоснованным является утверждение автора о необходимости применения ракетных двигателей на истребителях-перехватчиках. Этот вопрос в настоящий момент является очень важным, так как обеспечение требуемых скоростей перехвата, а главное больших высот возможно только при использовании жидкостных реактивных двигателей или в качестве ускорителей, или в качестве основных двигательных установок. Применение ЖРД в качестве основных двигателей на самолете влечет за собой значительные конструктивные изменения, что связано с необходимостью обеспечить надежный

многократный запуск и увеличить ресурс работы двигательной установки.

Актуальным нужно считать применение реактивных двигателей на тележках для натурных испытаний объектов на сверхзвуковых скоростях. Этот вопрос приобретает все более важное значение, так как натурные испытания объектов в аэродинамических трубах на сверхзвуковых скоростях в настоящее время доступны только для объектов очень небольшой величины. А при расчете траектории полета, особенно баллистических ракет дальнего действия, необходимо получение полных аэродинамических характеристик.

Известный интерес представляет последний раздел книги, в котором автор рассматривает возможность создания аппаратов для межпланетных полетов. Этот раздел в настоящее время является наиболее модным, о чем говорит и сам автор. Взгляды, высказанные автором по этому вопросу, отражают различные точки зрения на современное и перспективное состояние вопроса в этой области. Интересным является материал, характеризующий параметры ракет и искусственных спутников, обеспечивающих выполнение тех или иных задач.

Конечно, не всегда и не во всем можно согласиться с Хэмфрисом. В свете последних достижений ракетной техники представляется неправильным его категорическое утверждение о том, что никогда не удастся обеспечить для одноступенчатых ракет дальность полета более 400 миль (640 *км*). Он неправ также и в другом — что над составными ракетами вряд ли будут работать вследствие их очень большого начального веса, — это опровергается успешным запуском в Советском Союзе сверхдальней многоступенчатой баллистической ракеты.

Данные, приведенные автором, хотя и требуют проверки, но даже в таком виде дают представление о задачах, которые стоят перед инженерами, работающими в области ракетной техники, на ближайшие годы.

Большим достоинством книги является то, что автор, имея в своем распоряжении большой и интересный материал, очень доступно и в то же время полно осветил целый ряд проблем, стоящих сегодня перед ракетной техникой.

Автором собрана довольно полная библиография трудов общего характера и различных статей по январь 1957 года, касающихся различных вопросов ракетной техники. Знакомство с этими работами позволит нашему читателю получить представление о взглядах иностранных специалистов и об уровне развития этой области техники за рубежом.

Ю. Афанасьев.

ПРЕДИСЛОВИЕ АВТОРА

Эта книга в основном предназначена для инженеров, которые не занимались специально вопросами ракетной техники и хотели бы получить общее представление о ракетных двигателях и их применении, главным образом для управляемых снарядов.

Особое внимание уделено общим проблемам. Надо сказать, что книга не является чем-то вроде справочника по ракетным двигателям и управляемым снарядам всех стран мира. Отдельные положения иллюстрируются на конкретных примерах, но из-за недостатка информации о новых послевоенных ракетных двигателях и управляемых снарядов часто приходится прибегать к известным немецким материалам.

Различные математические расчеты, относящиеся к ракетным двигателям, не приводятся в данной книге, так как этот вопрос хорошо освещен в другом месте (см. Sutton, Rocket Propulsion Elements); поэтому мы надеемся, что эта книга будет интересна даже и для неинженеров. Она была бы также полезна для тех, кто только начинает работать в этой области техники.

Важной частью настоящей книги является библиография. Нередко она или очень плохо составляется, или совершенно отсутствует. Следует отметить, что несведущему человеку довольно трудно подобрать необходимый материал по тому или иному вопросу ракетной техники; по этой причине нами был составлен обширный, но, конечно, ни в коем случае не исчерпывающий список литературы по сентябрь 1955 года, когда рукопись была сдана в набор. Библиографический материал расположен по главам, причем на книги никаких особых ссылок

в тексте не делается. При необходимости сослаться на статью или доклад, носящие, как правило, более специальный характер, в тексте указывается номер, под которым данный источник значится в списке литературы.

При подготовке книги ко второму изданию в текст были внесены незначительные изменения, а список литературы доведен до января 1957 года.

Дж. Хэмфрис.

Глава I

ВВЕДЕНИЕ И ИСТОРИЯ

Введение

Во время второй мировой войны появился управляемый снаряд — оружие, произведшее переворот в военной технике. Однако двигатель большинства управляемых снарядов — мы имеем в виду ракету — был создан еще более семи столетий тому назад; таким образом, это самая старая тепловая машина. Сейчас ракетные двигатели не только широко используются в качестве двигательных установок управляемых снарядов, они применяются также и в качестве авиационных двигателей, стартовых ускорителей и двигателей для торпед; с их помощью можно даже рыть в мерзлой земле ямы под столбы. Самая большая высота, на которую когда-либо поднимался построенный человеком летательный аппарат (244 мили) была достигнута двухступенчатой ракетой [1].

Ракетный двигатель — прекрасная машина, используемая там, где требуется максимальная мощность при минимальном весе. Для удовлетворения таких противоречивых требований должны употребляться топлива, которые обладают такими «неприятными» свойствами, как температура горения 4000° С, чрезвычайно высокие скорости истечения и т. д. Поэтому ракетный двигатель часто работает «на пределе», с очень небольшим запасом прочности.

О мощности ракетного двигателя можно судить по следующим данным: двигатель ракеты А-4 (Фау-2) развивал мощность в 600 000 *л. с.* при общем весе двига-

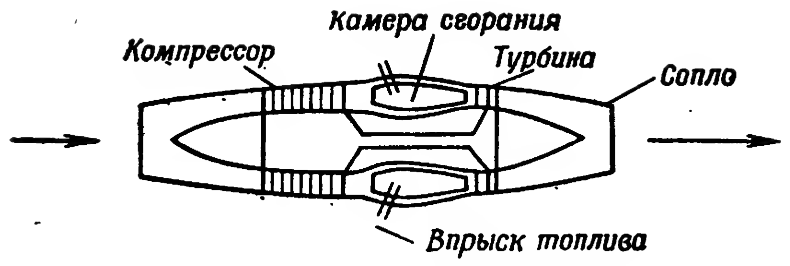
---

[1] Автор имеет в виду запуск в США ракеты «Бампер ВАК» 24 февраля 1949 года. Но этот рекорд был значительно перекрыт при запуске советских искусственных спутников Земли. — *Прим. ред.*

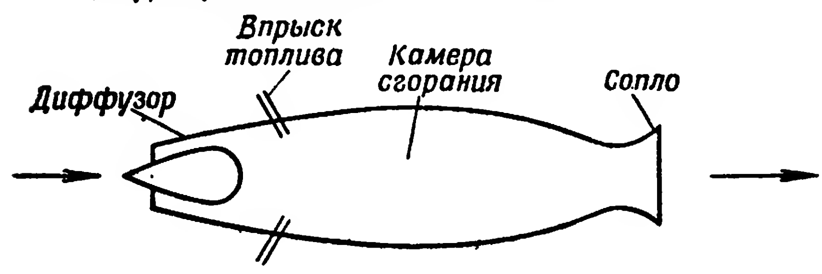
тельной установки менее тонны. Для получения этих характеристик вес установки должен быть снижен до минимума, и нужно проявить много изобретательности, чтобы обеспечить в таких условиях надежную работу двигателя. При конструировании других частей реактивного снаряда также возникает много проблем, так как необходимо добиться очень высоких летных данных при небольшом весе снаряда. Надо сказать, что для инженера — не специалиста в области ракетной техники во всем этом нелегко разобраться. Эта книга является попыткой показать с практической, инженерной точки зрения настоящее и будущее ракетного двигателя и его применение, уделяя при этом основное внимание управляемым снарядам. Даже современный ракетный двигатель, работающий на жидком топливе, производит большое впечатление, хотя не надо забывать, что он еще находится, так сказать, в «младенческом возрасте». Профессор Вернер фон Браун, руководивший во время войны производством ракет А-4, сказал, что двигатели будущего настолько же будут отличаться от двигателя этой ракеты, насколько современный бомбардировщик или большой пассажирский самолет отличаются от самолетов периода первой мировой войны.

Ракетный двигатель является реактивным двигателем, то есть тяга образуется в результате реакции, создаваемой струей истекающих газов. Основные виды реактивных двигателей показаны на фиг. 1. Наиболее широко применяемым из них является турбореактивный двигатель *а*, в котором входящий воздух сжимается специальным компрессором. Часть этого воздуха затем перемешивается с горючим, и полученная смесь сгорает. Продукты сгорания, обладающие высокой температурой, перемешиваются с остатками холодного воздуха и поступают на лопатки турбины. Вращаясь, турбина в свою очередь приводит в движение компрессор. Горячие газы, вытекающие с большой скоростью из сопла, создают тягу.

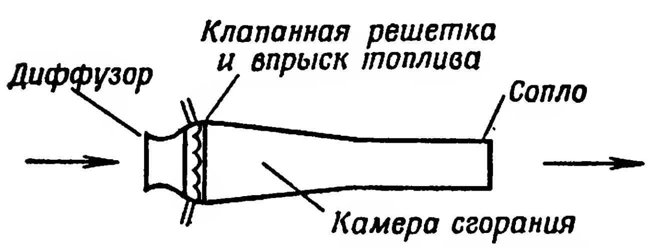
Прямоточный реактивный двигатель *б* гораздо проще по своему устройству и использует возможность поджатия воздуха за счет скоростного напора, набегающего на двигатель. Это исключает необходимость применения



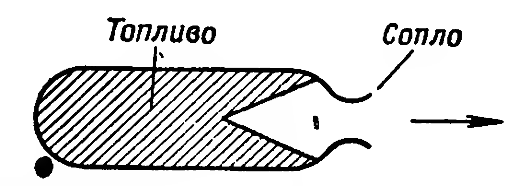
а) Турбореактивный двигатель



б) Прямоточный реактивный двигатель



в) Пульсирующий реактивный двигатель



г) Реактивный двигатель на твердом топливе



д) Жидкостно-реактивный двигатель

Фиг. 1. Типы реактивных двигателей.

компрессора и турбины, однако такой двигатель может работать только на высоких скоростях полета.

Пульсирующий реактивный двигатель *в* устроен примерно так же, но может работать и на небольших скоростях. В камере сгорания этого двигателя происходит взрыв горючей смеси топлива и воздуха; взрыв закрывает клапаны в передней части камеры, давая возможность газам выйти только через сопло, в результате чего создается реактивная тяга. Сопло спроектировано таким образом, что, когда взрывная волна достигает выхода, следующая за ней волна разряжения открывает клапаны, пропуская новую порцию воздуха, в которую впрыскивается горючее. Таким образом цикл работы двигателя повторяется.

Ракетный двигатель работает независимо от внешней среды — горючее и окислитель, необходимые для процесса горения, содержатся в самой ракете. В ракетном двигателе *г* топливо помещается в камеру сгорания в твердом виде. Можно также использовать жидкое топливо, непрерывно впрыскивая его в камеру сгорания; этот вид двигателей *д* представляет с инженерной точки зрения наибольший интерес.

Преимуществом ракетного двигателя является, как уже говорилось, то, что он работает совершенно независимо от окружающей среды. Поэтому тяга двигателя не зависит от скорости движения, и он может развивать максимальную тягу на любой высоте, даже в безвоздушном пространстве. Есть у ракетного двигателя и недостатки, к ним прежде всего относится очень большой расход топлива. Кроме того, кислород в том или ином виде должен обязательно находиться на двигательной установке; ясно, что это также является большим недостатком. Вот приблизительно цифры, показывающие расход топлива при числе $M = 1$: для турбореактивного — 1,5, для прямоточного — 4,0 и для ракетного — 15 *фунт/фунт тяги/час.*[1] Хотя в будущем, возможно, сумеют уменьшить расход топлива ракетного двигателя, он все же останется выше, чем у турбореактивного двигателя, поэтому первый двигатель никогда не станет конку-

[1] Таблицу перевода мер см. в конце книги. — *Прим. ред.*

рентом второго. Ракетный двигатель имеет свои области применения, требующие высокой тяговой мощности при небольшом весе или малой площади лобового сопротивления. Он употребляется для получения сверхзвуковых скоростей и для полета на очень больших высотах и редко применяется в областях, где могут использоваться обычные тепловые двигатели.

История развития ракетных двигателей до 30-х годов XX века

Почти достоверно известно, что ракета была изобретена китайцами около середины XIII века [1]. Развитие ракет вплоть до настоящего столетия достаточно хорошо описано и повторять его здесь не имеет смысла. Надо отметить, что хотя применение жидких топлив для ракетных двигателей было предложено в конце XIX века, но серьезно работать над этим начали только в двадцатых годах нашего столетия [2].

Одним из первых над жидким топливом начал работать американец Р. Годдард. В 1919 году он опубликовал небольшую книгу под названием «Способ достижения больших высот». В то время она не произвела должного впечатления на научный мир, хотя сейчас считается классическим трудом. Годдард начал практическую работу над смесью жидкого кислорода и бензина в 1920 году, а в 1926 году произвел первый запуск ракеты на жидком топливе [3]. Ракета пролетела 184 *фут* за 2,5 сек., то есть со средней скоростью 60 *миль/час*. Статические и летные испытания продолжались до 1929 года, когда Годдард начал получать регулярную поддержку из фонда Даниэля Гугенхейма (он получал ее вплоть до 1941 года). С этого времени и до последних дней своей жизни (он умер 10 августа 1945 года) Годдард работал над проектами ракетных двигателей в морской инженерной экспериментальной станции в Аннаполисе.

В 1923 году Герман Оберт, в то время еще никому не известный инженер, опубликовал работу «Ракета в межпланетном пространстве». Оберт в основном занимался

2 Зак. 3073. Дж. Хэмфрис

проблемой космических полетов, поэтому вскоре его стали называть «отцом астронавтов». Он проводил и экспериментальные работы, но его работы не нашли такой поддержки, какую получил Годдард. 23 июля 1930 года его первая камера проработала на жидком кислороде и бензине 90 сек., развив тягу около 15 *фунт*.

В течение нескольких последующих лет была проделана большая экспериментальная работа на берлинском полигоне «Ракетенфлюгплатц», принадлежавшем германскому обществу астронавтики. Интересно отметить, что одним из молодых энтузиастов этого общества был Вернер фон Браун, впоследствии возглавлявший исследовательский центр в Пенемюнде, где была сконструирована и построена ракета А-4. В 1933 году документы общества были конфискованы немецким правительством, а само общество распущено. Однако экспериментальные работы в Европе не прекратились — можно указать, например, на работы доктора Е. Зенгера (Венский университет). Он добился очень больших успехов, о которых рассказал в своей книге «Ракетная летательная техника». Эта книга, вышедшая в 1933 году, показала инженерам и ученым, что ракетная техника заслуживает самого серьезного внимания. Во Франции пионер авиации Р. Эно-Пельтри по заданию правительства работал над созданием ракетного двигателя на однокомпонентном топливе — тетранитрометане.

В Италии Луиджи Крокко [4] в 1929 году начал работу с двуокисью азота и бензином. Она проводилась под наблюдением итальянского генерального штаба, и результаты были опубликованы только после второй мировой войны. Камера сгорания, успешно прошедшая в 1930 году испытания, имела керамическое покрытие, регенеративное охлаждение и концентрическое щелевое впрыскивание топлива. В период с 1933 по 1935 год в Италии велась также работа с тетранитрометаном. После большого взрыва в 1935 году работа была приостановлена, однако к этому времени целесообразность использования тетранитрометана как однокомпонентного топлива уже была практически доказана.

Единственным обществом, все еще продолжавшим работу в области ракетных двигателей в конце 30-х годов, было американское ракетное общество. Оно начало в 1932 году экспериментальные работы с моделью такой же конструкции, как и одна из моделей германского общества астронавтики, и продолжало их довольно бессистемно вплоть до 1941 года.

Еще до конфискации документов германского общества астронавтики в присутствии большого числа высших офицеров сухопутной армии был произведен успешный запуск ракеты. Частично в результате этого были отпущены деньги для реализации небольшой исследовательской программы в области ракетостроения. Работы начались 1 ноября 1932 года в Куммерсдорфе. Вначале их вели всего два человека — Браун и слесарь-сборщик [5], располагавшие одним-единственным испытательным стендом, но к апрелю 1937 года в Куммерсдорфе насчитывалось уже 80 сотрудников. Запуски ракет начались с модели А-1 (см. табл. X). Было проведено только три или четыре запуска, причем каждый из них оканчивался взрывом. Затем двигательная установка была модифицирована, и успешно запущенный снаряд под названием А-2 достиг высоты более 6000 *фут*.

В 1936 году эта группа переехала в Пенемюнде, на побережье Балтийского моря, где можно было вести работы в широких масштабах. Здесь разрабатывались и испытывались одновременно несколько типов снарядов, а также стартовых ускорителей для самолетов.

Одним из пионеров ракетной техники, чей труд остается до сих пор непризнанным, был Валье. Ранние работы Валье над автомашинами, планерами и санями с ракетными двигателями на твердом топливе привлекли внимание Хейландта, возглавлявшего крупную фирму по производству сжиженных газов, и он стал финансировать исследования, целью которых было создание ракетного двигателя, работающего на жидком кислороде и спирте [6]. Изыскания были начаты в конце 1929 года; в январе 1930 года приступили к испытаниям с камерой, работавшей по принципу паяльной лампы, а 26 марта 1930 года был проведен первый пробег автомашины с ракетным двигателем. Камера сгорания в этой уста-

новке была неохлаждаемая, а следовательно, должна была употребляться обогащенная горючая смесь, чтобы предотвратить прогар сопла. Двигатель работал 8—10 мин., развивая тягу 50—70 *фунт*. Этим заинтересовалась компания «Шелл», по инициативе которой была начата работа над ракетным двигателем, использующим в качестве топлива смесь жидкого кислорода и парафина, причем конечной целью являлось создание ракеты для перелета через Ла-Манш. В результате взрыва двигателя 17 мая 1930 года Валье был убит, но его помощник В. Ридель, работавший с ним с самого начала его опытов с жидкими топливами, продолжал исследования. К концу 1931 года он добился таких успехов, что заинтересовал немецкое правительство, и в начале 1932 года с ним был заключен специальный контракт. В январе 1934 года Ридель переехал в Куммерсдорф, увеличив численность работавшей там группы почти вдвое: теперь там было два инженера и один слесарь! Ридель обогатил эту группу опытом работы, полученным им у Валье, и, следовательно, ракета А-4 с одной стороны ведет свою родословную непосредственно от опытов Валье.

Развитие ракетных двигателей в последующие годы

Надо сказать, что, хотя в Пенемонде работали с целым рядом окислителей, главное внимание уделялось жидкому кислороду. Другие учреждения и фирмы в Германии также работали над ракетными двигателями, и в большинстве случаев выбирали какой-нибудь определенный окислитель. Исследовательская работа в области ракетных двигателей велась в основном в трех местах: в научно-исследовательском институте министерства авиации в Трауэне, на заводе БМВ близ Дахау и на заводе Вальтера. Институт в Трауэне, первым директором которого был доктор Е. Зенгер, был организован в 1936 году. В 1939 году начались исследования с целью создания ракетного двигателя с тягой 100 *т*. Он предназначался в качестве двигательной установки для тяжелых бомбардировщиков с большой дальностью и высотой полета (см. специальный раздел гл. XII). В этом институте занимались не только конструированием

ракетных двигателей, но и проблемами сверхзвуковых полетов (до М=30), а также созданием сверхзвуковых катапульт для самолетов. Перспективы были многообещающими, но в 1942 году доктор Зенгер все свое внимание сосредоточил на прямоточных двигателях.

Фирма «Вальтер» [7] работала только над перекисными двигателями. Она была основана в 1934 году, когда профессор Вальтер решил использовать перекись водорода для двигателей подводных лодок и торпед. Основной завод находился в Киле, а два его филиала — в Бербурге и Берлине. Этой фирмой были построены первый самолет с ракетным двигателем, работавшим на жидком топливе (Не-112), первая подводная лодка с перекисной энергетической установкой и первый перехватчик с ракетным двигателем (Ме-163В).

Другой ведущей фирмой, работавшей над созданием ракетных двигателей в Германии, была известная фирма «БМВ». Она позже других начала работу в этой области: лишь в июле 1939 года на ее заводе в Шпандау группа из трех человек во главе с Зборовски, бывшим помощником Зенгера в Трауэне, приступила к изысканиям. Вначале работа велась со слабой 50%-ной перекисью водорода. Сконструировали небольшой ускоритель, но он получился очень тяжелым и не мог конкурировать со стартовыми ускорителями Вальтера, поэтому дальнейшая работа над ним была прекращена. С того времени единственным окислителем, который применялся в двигателях БМВ, стала азотная кислота. Было создано много летательных аппаратов, работавших на самовоспламеняющемся топливе, такие, например, как Х-4 и «Шметтерлинг». Продолжалась также работа над самолетными двигательными установками — одной из них был двигатель для хорошо известного истребителя-перехватчика Ме-163В. Но он не пошел в производство, так как вместо него на перехватчик был поставлен двигатель Вальтер 109-509 А2.

В США [8] впервые серьезно начали работать над ракетными двигателями в 1936 году в Калифорнийском технологическом институте (КТИ). Скромная программа, первоначально предусматривавшая проектирование высотных метеорологических ракет, осуществлялась в те-

чение первых двух лет на частные средства. С 1 июля 1939 года в КТИ начались исследовательские работы над реактивными двигателями для армейской авиации США; целью работ было создание ракетных ускорителей для обеспечения взлета и улучшения летных качеств самолетов. Вначале работа подвигалась довольно медленно: одни только топлива исследовались около года. Первый успех был достигнут в 1941 году при испытании маленького самолета фирмы «Эркоуп», на котором установили стартовые пороховые ускорители. Одновременно с работой над твердыми топливами лаборатория КТИ вела исследования и жидких топлив. Главное внимание было сосредоточено на дымящей азотной кислоте, представляющей собой раствор двуокиси азота в азотной кислоте. Самолет Дуглас А-20А, снабженный двумя экспериментальными ускорителями, совершил первый полет 7 апреля 1942 года. Всего было совершено 44 удачных полета. Решили, что КТИ будет заниматься только исследованием ускорителей, а для их выпуска должна быть специально организована фирма «Аэроджет инджиниринг корпорейшн» [9].

В начале 1944 года лаборатория КТИ начала выполнение широкой программы исследовательских работ в области ракет дальнего действия.

Небольшой группой членов американского ракетного общества при официальной поддержке со стороны правительства была создана фирма «Риэкшн моторс», которая добилась таких выдающихся успехов, как создание силовой установки для экспериментального сверхзвукового самолета Белл Х-1 и ракетного двигателя для высотной ракеты «Викинг». Теоретическая и практическая работа в области ракетной техники находится сейчас в США на более высоком уровне развития, чем в любой другой стране[1]. Созданные и создаваемые типы двигате-

[1] После успешного испытания в СССР межконтинентальной баллистической ракеты и запуска двух искусственных спутников Земли сами американские ученые признали, что СССР сильно обогнал США в развитии ракетной техники. Даже после запуска первого американского спутника известный немецкий ученый Вернер фон Браун, работающий сейчас в США, заявлял, что США потребуется 5 лет, чтобы догнать Советский Союз в области ракет и спутников. — *Прим. ред.*

лей очень разнообразны: здесь и безопасные, дешевые и прочные стартовые ускорители для легких самолетов и планеров, и ракетные двигатели, работающие на смеси жидкого водорода с жидким кислородом. В настоящее время разрабатывается большое количество проектов ракетных двигателей, однако самым большим и сложным аппаратом, над которым усиленно работают, является искусственный спутник Земли. «Рэнд Корпорейшн» — одна из организаций, занимающаяся изучением проблем, связанных с запуском искусственного спутника, уже опубликовала ряд научных трудов на эту тему.

В области твердых топлив много сделали англичане [10], В результате докладов о достижениях немецких специалистов еще перед войной было принято решение начать работу над ракетами. Интересно заметить, что вначале большое внимание уделялось двум видам снарядов дальнего действия с дальностью 600 и 800 миль. Может быть, это совпадение, но эти цифры соответственно равны расстоянию от Лондона до Берлина и от Лондона до Рима. В течение ряда предвоенных лет основные усилия были направлены на создание средств противовоздушной обороны. Жидкие топлива считались очень сложными, и было решено применять кордит. В результате было выпущено несколько видов ракетного вооружения; некоторые из них, возможно, уже знакомы многим читателям. Это были зенитные ракеты, пятидюймовые реактивные снаряды наземной артиллерии, применявшиеся при стрельбе по площадям, и кордитные реактивные катапульты, с помощью которых обеспечивался взлет истребителей на торговых судах.

Таков краткий очерк современной истории развития и применения ракетных двигателей. Некоторые из последних этапов их развития будут более подробно освещены в соответствующих главах этой книги; не надо забывать, что описанные в ней образцы ракетной техники являются результатом более чем двадцатилетних совместных усилий многих тысяч научных работников.

Глава II

РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ[1]

Твердые топлива

Простейшим видом ракетного двигателя является двигатель на твердом топливе, представляющем собой твердую однородную смесь горючего и окислителя. Было предложено много различных комбинаций горючего и окислителя; некоторые из них приведены в табл. I. Из таблицы нетрудно видеть, что существуют два важнейших класса таких топлив; основой одного из них являются неорганические окислители, такие, как хлорнокислый калий или натриевая селитра, основой другого — сложные эфиры азотной кислоты, такие, как нитроцеллюлоза и нитроглицерин.

В первом случае окислитель всегда смешивается с веществами, которые могут быть легко окислены: древесным углем, битумом, пикратом аммония. Такие вещества называют горючим; их обычно берут в количестве, необходимом для полного использования кислорода, содержащегося в окислителе. Второй класс твердых топлив содержит некоторые сложные эфиры азотной кислоты. Компоненты такого топлива находятся в коллоидальном состоянии, то есть состоят из частичек, которые больше молекул, но все же чрезвычайно малы. Топливо этого класса обычно полупрозрачно, представляет собой роговидную массу, и в его структуре уже нельзя различить исходных компонентов.

Обычно в производстве коллоидных порохов используются два сложных эфира азотной кислоты: нитроцеллюлоза и нитроглицерин. Эти вещества можно рассматривать как химически сбалансированные, так как они содержат в одной молекуле достаточно горючего и окис-

---

[1] Написана А. Р. Шалдерсом.

лителя для протекания реакции полного окисления. Нитроглицерин, например, имеет формулу $C_3H_5N_3O_9$. Здесь кислород может рассматриваться как элемент, вступающий в соединение с углеродом, водородом и азотом, в результате чего получаются окислы этих элементов.

Существуют два основных вида коллоидных порохов: «одноосновный», который содержит нитроцеллюлозу, но не содержит нитроглицерина, и «двуосновный», содержащий как нитроцеллюлозу, так и нитроглицерин. Температура горения первого пороха меньше, но он является более гигроскопичным; кроме того, поскольку его получают путем обработки нитроцеллюлозы растворителем, он всегда содержит в своем составе небольшое количество избыточного растворителя. Поэтому из таких порохов нельзя делать шашки больших размеров, так как их очень трудно высушить. Что касается шашек из двуосновных порохов, то они могут быть сделаны любых размеров, вплоть до максимально возможных для формовочных прессов.

В двуосновных порохах нитроглицерин желатинирует нитроцеллюлозу до полупрозрачного коллоида, который, однако, не может быть использован в качестве топлива для ракетных двигателей. Для того чтобы достичь желаемых баллистических свойств, добавляют специальные вещества — добавки. Основными из них являются централит или вазелин, которые действуют как стабилизаторы, предотвращающие разложение сложных эфиров азотной кислоты. Централит, который часто применяется для этой цели в двуосновных порохах, обладает еще и другим свойством — он способствует желатинизации нитроцеллюлозы нитроглицерином. Могут также добавляться неорганические соли, например хлорнокислый калий, который служит для уменьшения пламени, вылетающего из сопла при горении. Часто добавляют в небольшом количестве воск, облегчающий формирование пороха.

Процессы производства различных порохов, указанных в табл. I, сильно отличаются один от другого. В общих чертах они сводятся к следующему.

Дымный порох изготовляется просеиванием основных компонентов через сито до получения однородной

смеси. Он или впрессовывается непосредственно в камеру двигателя, или помещается туда в виде отдельных сильно спрессованных шашек.

Таблица I

Порох	Состав	Содержание в % по весу
Дымный порох	Калиевая селитра	61,6
	Древесный уголь	23,0
	Сера	15,4
Кордит S. U.	Нитроцеллюлоза	41,0
	Нитроглицерин	50,0
	Централит	9,0
J. P. N. (США)	Нитроцеллюлоза	51,5
	Нитроглицерин	43,0
	Диэтилфталат	3,25
	Централит	1
	Сернокислый калий	1,25
	Газовая сажа (добавка)	0,2
	Воск канделильский (добавка)	0,08
Гальсит (США)	Хлорнокислый калий	75,0
	Битум и небольшое количество нефти	25,0
N. D. R. C. (США)	Пикрат аммония	45,0
	Азотнокислый натрий	45,0
	Смола	10,0
Экспериментальный (США)	Тиокол	20,0
	Толуол	20,0
	Хлорнокислый калий	60,0
	Хлорнокислый свинец	следы

Кордит S.U. и J.P.N. изготовляются так. После предварительного смешения вручную нитроцеллюлозы и нитроглицерина их помещают вместе с другими компонен-

тами в специальные смесители, которые завершают смешение. Полученная масса пропускается через нагретые вальцы, чтобы вызвать желатинизацию. На этой стадии порох является истинным, почти прозрачным коллоидом в виде тонкого роговидного полотна. Это полотно скатывается в плотный рулон, после чего его можно закладывать в пороховой пресс.

Прессы эти могут быть вертикальными или горизонтальными, причем оба вида имеют одинаковую конструкцию. Они состоят из пуансона, совершающего возвратно-поступательное движение, и цилиндрической камеры. Один конец этой камеры соединен с матрицей; матрицы могут меняться в зависимости от формы, которую хотят придать пороху. Горизонтальные прессы более применимы для производства зарядов (шашек) большого диаметра, в то время как вертикальные прессы обычно употребляются для изготовления пушечных порохов с небольшим диаметром порохового зерна.

Число рулонов, которое укладывается в пресс, зависит от рабочего объема цилиндрической камеры: обычно помещается такое количество пороховой массы, чтобы вытесняемый объем был равен рабочему объему. Цилиндрическая камера и пороховая масса подогреваются с целью сделать массу более пластичной и тем самым облегчить ее формование. Пуансон под давлением 500—1000 *фунт/кв. дюйм* выталкивает из камеры пороховую массу через матрицу. Так как при этой операции возможно воспламенение пороховой массы, применяется дистанционное управление. После формования порох еще очень горячий и пластичный; его режут на куски или шашки приблизительно требуемой длины, а затем дают возможность остыть и затвердеть. Когда пороховые шашки остынут, их предварительно обрабатывают с торца, после чего производят листовую обработку на токарном станке или резальной машине, придавая шашкам правильную форму. После этого порох можно бронировать, если необходимо ограничить поверхность его горения; если же этого не требуется, то шашки снабжаются небольшими «пластинками», после чего они готовы для помещения в ракетный двигатель. «Пластинки»

прикрепляются к шашкам для того, чтобы заряд размещался в камере центрально [1].

Гальситные твердые топлива были изготовлены во время войны Гугенхеймской авиационной лабораторией Калифорнийского технологического института. Битум и нефть нагреваются до 180° С и затем перемешиваются с добавлением хлорнокислого калия. Горячая жидкая масса заливается непосредственно в камеру двигателя или разливается в соответствующие формы.

Порох N.D.R.C. готовится путем смешения компонентов с последующим прессованием.

При производстве экспериментального американского пороха смешиваются тиокол и толуол, добавляется хлорнокислый калий и уже непосредственно перед разливкой в формы добавляется катализатор — хлорнокислый свинец. Эту смесь выдерживают при комнатной температуре в течение 2—4 час., затем она охлаждается на воздухе.

Одним из недостатков коллоидных порохов, таких, как кордит S.U. и J.P.N., является их относительно небольшая химическая стойкость. Нитроцеллюлоза получается при обработке целлюлозы смесью азотной и серной кислот. Полученный продукт тщательно промывается и химически обрабатывается с целью удаления кислот. К сожалению, небольшие количества кислот все же остаются даже после самой тщательной промывки и вызывают постепенное разложение нитроцеллюлозы. В случае хранения этих порохов при высоких температурах разложение ускоряется. Дымный и другие пороха, приведенные в табл. I, не требуют определенных условий для хранения, так как не содержат химически неустойчивых компонентов.

Горение порохов [1, 2]

Баллистические свойства указанных выше порохов приведены в табл. II. Возможно, самой важной характеристикой является удельный (единичный) импульс. Он

---

[1] «Пластинки» прикрепляются только к одношашечным зарядам. — *Прим. ред.*

определяется по следующей формуле:

$$\text{Удельный импульс} = \frac{\text{Тяга (фунт силы)} \times \text{время (сек.)}}{\text{Вес заряда (фунт веса)}} \qquad (1)$$

и обычно измеряется в секундах. Следует заметить, что для порохов применяется термин «удельный импульс», а не «удельная тяга». Дело в том, что удельный импульс определяется на основе суммарного импульса и является, следовательно, импульсом, отнесенным к фунту топлива, то есть к единице веса заряда, в то время как соответствующая характеристика жидких топлив (удельная тяга) есть отношение тяги к фунту топлива в секунду, то есть к единице расхода топлива.

Существующие пороха имеют удельный импульс, равный 200—210 $\frac{\textit{фунт}\cdot\textit{сек}}{\textit{фунт}}$ [1].

Таблица II

БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ПОРОХОВ

Порох	Скорость горения при давлении 1000 *фунт/кв. дюйм* (*дюйм/сек*)	Плотность (*фунт/куб. дюйм*)	Удельный импульс (сек.)	Теплотворная способность (*ккал/кг*)
Черный порох	—	0,046—0,075	40—80	685
Кордит	0,35	0,057	190—200	970
J. P. N. . . .	0,65	0,06	200—205	1230
Гальцит . . .	1,4	0,064	180	—
N. D. R. C. . .	0,2—1,0	0,066	180	—

Другим важным баллистическим свойством является скорость горения. Как известно, порох горит параллельными слоями; это было доказано путем тушения горевшего пороха в различные моменты и исследованием оставшейся части заряда.

Скорость горения в основном зависит от состава пороха, давления и температуры. Зависимость скорости

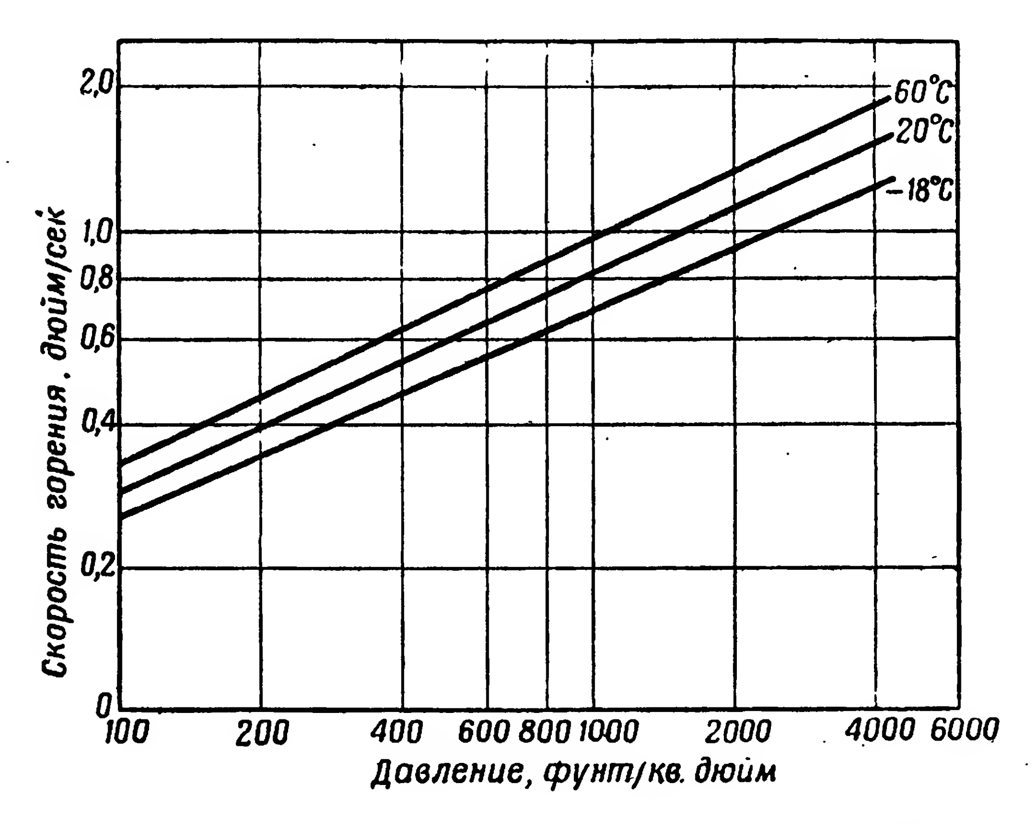
[1] Приведенная автором величина удельного импульса является несколько завышенной, что видно из таблицы. Действительно, его нужно считать равным примерно 190—200 сек. — *Прим. ред.*

горения от давления может быть выражена следующей формулой:

$$R = cP^n, \quad (2)$$

где R — скорость горения,
P — давление,
c, n — постоянные величины.

Из этой формулы видно, что скорость горения увеличивается с увеличением давления и уменьшается с уменьшением давления, как это показано на фиг. 2.



Фиг. 2. Зависимость скорости горения от давления и температуры для пороха J. P. N.

Начальная температура пороха также сильно влияет на его скорость горения: последняя увеличивается с увеличением температуры пороха (фиг. 2). Эта возросшая скорость горения в свою очередь увеличивает давление в камере, и, следовательно, необходимо установить максимальную температуру заряда, которая будет соответствовать максимально допустимому давлению в камере. Устанавливается также и низший предел температуры

заряда, так как большинство порохов типа кордит S.U. и J.P.N. не будут устойчиво гореть при давлениях ниже чем 400 *фунт/кв. дюйм.* При очень низких температурах может возникнуть прерывистое горение, или «чихание»: оно вызывается недостатком тепла для поддержания реакции, которое передается от газа к пороху. Возобновляется горение только под действием тепла, передаваемого пороху горячими металлическими частями двигателя. Этот цикл может многократно повторяться, вызывая шум, похожий на чихание, — отсюда и берется этот термин.

Верхний и нижний пределы температуры заряда имеют большое значение. Двигатели могут использоваться в любом месте земного шара, и поэтому от них требуется, чтобы они работали в интервале температур от —30 до +70° С.

Постоянная величина n в формуле (2) показывает степень зависимости скорости горения от давления. Эта величина всегда меньше единицы, и чем ближе она приближается к нулю, тем лучше. Если $n = 0{,}7$ для пороха J.P.N. показывает сильную зависимость скорости горения от давления, то $n = 0{,}4$ для японского пороха говорит о том, что зависимость является сравнительно небольшой. Этот фактор очень важен, ибо если из-за какой-нибудь причины произойдет повышение давления, а величина n большая, то увеличится скорость горения, и вследствие этого давление еще больше повысится; в результате непрерывного нарастания давления двигатель легко может быть разрушен.

На скорость горения влияет также и скорость потока газов, проходящих над горящей поверхностью пороха: чем больше скорость обдувающего потока, тем больше и скорость горения.

Время горения заряда в двигателе зависит от скорости горения и толщины горящего свода w (толщина свода различных зарядов показана на фиг. 5).

Эту зависимость можно выразить так:

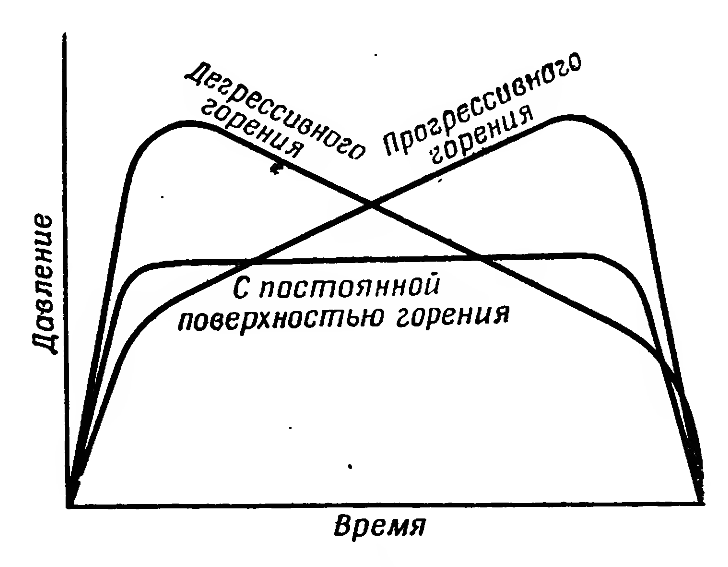
$$\text{Время горения} = \frac{\text{Толщина свода } (\textit{дюйм})}{\text{Скорость горения } (\textit{дюйм/сек})}.$$ [1]

[1] Приведенная формула не годится для определения времени горения зарядов *а* и *в*, фиг. 4, так как время горения в этом случае

Для коллоидных порохов, подобных кордиту S.U. и J.P.N., величина температуры горения обычно лежит в пределах 1900—3000° С. Теплотворная способность (табл. II) показывает запас энергии на единицу веса пороха. При равенстве всех прочих величин температура газов и скорость горения будут тем больше, чем больше теплотворная способность топлива.

Форма заряда [3, 4]

Выбор формы порохового заряда производится главным образом в зависимости от вида желаемой характеристической кривой, то есть кривой давления в камере



Фиг. 3. Кривые давления пороховых шашек.

двигателя по времени его работы. Возможны три основных вида кривой давления: для зарядов дегрессивного горения, прогрессивного горения и с постоянной поверх-

---

будет вдвое меньше. Дело в том, что действительная толщина, на которую прогорает порох, вдвое меньше и равна $\frac{w}{2}$, поскольку порох горит со всех поверхностей с одинаковой скоростью. И, значит, правильнее было бы написать

$$T=\frac{w}{2R},$$

где w — толщина свода, R — скорость горения. — *Прим. ред.*

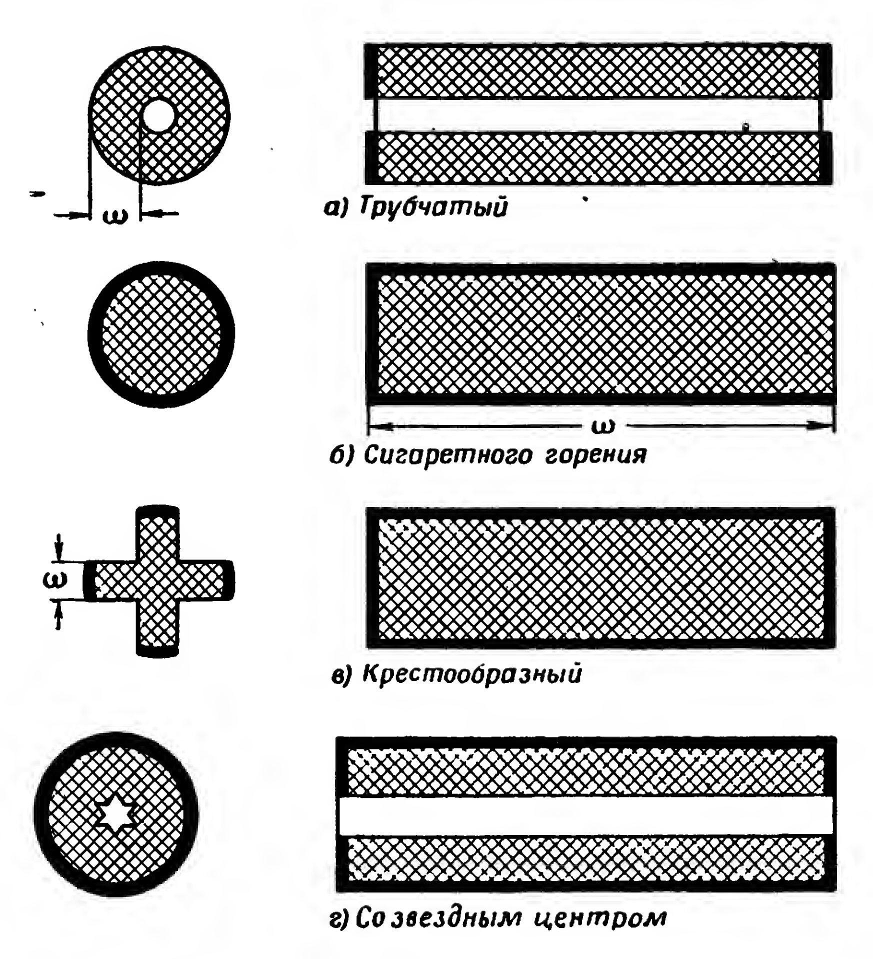
ностью горения; они приведены на фиг. 3. Кривая заряда с постоянной площадью горящей поверхности показывает, что давление почти все время остается неизменным. Это очень желательно, так как ракетный двигатель будет надежно работать лишь тогда, когда максимальное давление при данной температуре будет ниже предельно допустимого, а минимальное — выше определенного давления, при котором двигатель начинает работать неустойчиво. При этих условиях максимальное и минимальное давления почти совпадают, и допустимые температуры могут быть значительно увеличены или уменьшены без риска чрезмерно повысить или понизить давление и тем самым сделать горение неустойчивым.

Существует большое количество форм зарядов, дающих возможность обеспечить постоянную поверхность горения; некоторые из них приведены на фиг. 4. Трубчатый заряд *а* является простейшим и обладает неизменной поверхностью во время горения, потому что по мере уменьшения внешнего диаметра шашки происходит увеличение ее внутреннего диаметра. Заряды *б, в, г* (фиг. 4) являются примерами зарядов с «ограниченной» поверхностью горения: они целиком или частично покрыты специальным материалом, препятствующим горению. Материал, используемый для этой цели, называется бронирующим покрытием и обычно по своей природе подобен тому пороху, для покрытия которого он применяется. Например, для кордита S.U. и пороха J.P.N. часто применяется ацетат целлюлозы, в то время как для гальситных порохов применяются покрытия из битума с нефтью.

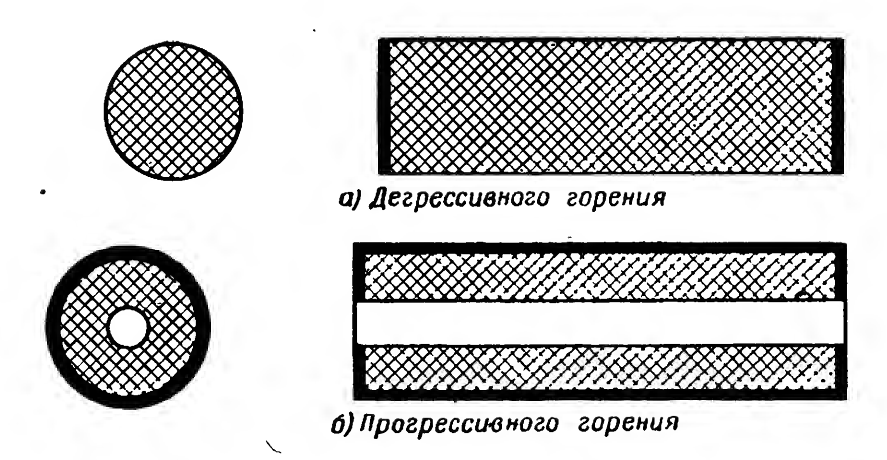
Заряд, горящий с торца, представляет собой шашку цилиндрической формы, бронированную[1] с внешней поверхности и с одного конца. Так как он горит наподобие сигареты, такое горение называют «сигаретным горением». Обычно заряды этой формы применяются там, где требуется небольшое давление и продолжительное время горения, потому что по толщине горящего свода они значительно превосходят все другие формы пороховых шашек.

---

[1] Термин, который обычно применяется в данных случаях. — *Прим. ред.*



Фиг. 4. Формы пороховых шашек с постоянной поверхностью горения.



Фиг. 5. Формы пороховых шашек дегрессивного и прогрессивного горения.

Форм пороховых зарядов прогрессивного и дегрессивного горения сравнительно немного; два основных вида таких зарядов показаны на фиг. 5. Наиболее дегрессивно горящим зарядом является цилиндр *а*, бронированный с обоих торцов. При горении такого заряда горящая поверхность резко уменьшается, что влечет за собой быстрое падение давления. Заряд *б* представляет собой трубчатую шашку прогрессивного горения, внешняя поверхность ее и оба торца бронированы. Горение ограничено только центральным каналом, и площадь поверхности горения, а следовательно, и давление возрастают с увеличением времени горения. Другим примером прогрессивно горящего заряда является заряд обычных ракет невоенного назначения, состоящий из черного пороха.

В общем дегрессивные и прогрессивные заряды используются редко. Примером является использование прогрессивно горящих зарядов в двигателях специальных ракет, которые применяются для прокладывания различных кабелей; в этом случае тяга двигателя должна увеличиваться по мере увеличения веса прокладываемой линии.

Воспламенители [5]

Воспламенение ракетных пороховых зарядов производится с помощью воспламенителей, по своему составу напоминающих обычные пиротехнические средства. Воспламенитель должен нагреть пороховое зерно до температуры воспламенения, а также поднять давление в камере до величины, при которой будет хорошо идти горение. Было установлено, что важное значение для передачи тепла от воспламенителя к топливу имеет теплопередача излучением; следовательно, продукты сгорания воспламенителя должны содержать большое количество твердых частиц, интенсивно излучающих тепло, так как излучение газообразных частиц является сравнительно низким. Тем не менее некоторые газообразные продукты необходимы для увеличения давления в камере до требуемой величины.

Обычно для изготовления воспламенителей используются дымный порох или смесь металла с окислителем,

например магния с хлорнокислым калием. Дымный порох дешев, но гигроскопичен, и его свойства сильно зависят от содержания в нем влаги. Смеси металлов с окислителями дают более быстрое воспламенение и в общем более надежны. Однако они более опасны в обращении, а, кроме того, магний, входящий в их состав, при хранении окисляется и качество воспламенителя ухудшается.

Для изготовления оболочек (коробок) воспламенителей применяются самые разнообразные материалы. Для быстрого воспламенения пороха оболочка воспламенителя не должна разрушаться, пока весь заряд воспламенителя не загорится. Но если оболочка очень прочна, она может взорваться с большей силой и сильно повредить пороховой заряд. В общем, чем прочнее оболочка, тем меньше нужно воспламеняющего состава, и наоборот. Обычно для изготовления оболочек применяют бумагу, металл и пластмассы. Конечно, легче и дешевле всего изготовлять оболочки из бумаги, однако они обладают небольшой механической прочностью и не обеспечивают водонепроницаемости. Пластмассы и металлы прочнее и могут обеспечить водонепроницаемость, но при этом нужно быть осторожным при выборе материалов, так как многие пластмассы размягчаются, когда хранятся вместе с коллоидными порохами. Форма и размеры оболочки должны быть такими, чтобы при ее разрушении осколками не было забито критическое сечение сопла.

Воспламенитель обычно располагается в головной части заряда, так как в этом случае обеспечивается наиболее надежное воспламенение, особенно при применении длинных зарядов: воспламеняющие газы, прежде чем вытечь из сопла, проходят над пороховым зарядом и нагревают его.

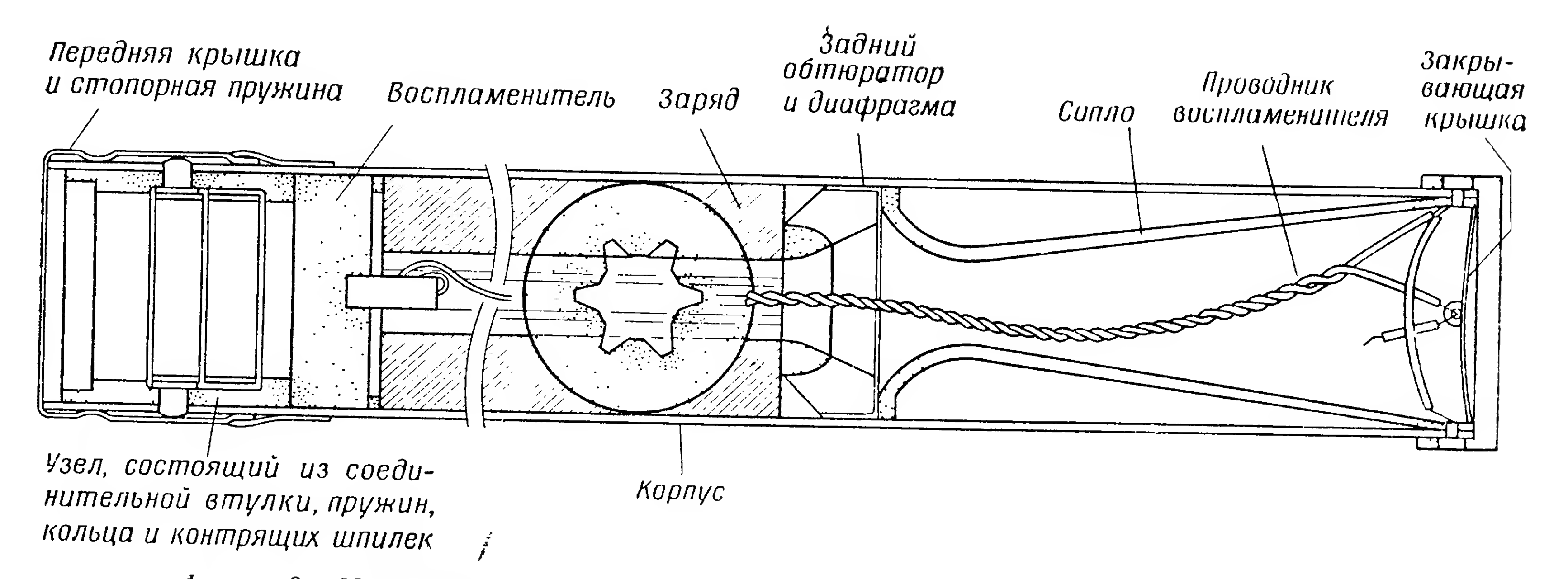
Недостатком воспламенения с головной части (особенно у двигателей с малыми соплами) является то, что осколки от оболочки воспламенителя могут забить сопло и тем самым вызвать резкое повышение давления и разрушение двигателя. Воспламенение в конце двигателя, у сопла, успешно использовалось в двигателях с небольшими по длине зарядами.

Конструкция двигателя [6, 4]

Общее устройство обычного двигателя твердого топлива показано на фиг. 6. Цилиндрическая труба двигателя является камерой сгорания и должна, следовательно, выдерживать большие давления и высокие температуры. В отличие от многих жидкостных двигателей камера этого типа двигателей не охлаждается, поэтому она делается из стали, хотя предлагали также использовать для этой цели легкие сплавы и пластмассы. При изготовлении пороховых двигателей, как и всех ракетных конструкций, стремятся прежде всего максимально уменьшить вес, поэтому обычно применяют очень легкие тонкостенные трубы с малым запасом прочности. Для зарядов с большим временем горения, горящих с одного торца, необходимы толстостенные трубы, с тем чтобы они могли противостоять продолжительному нагреванию. Легкие сплавы являются желательными, когда дело касается легкости конструкции, но они имеют и отрицательную сторону: их прочность быстро падает с увеличением температуры. Правда, это происходит и со стальными трубами, но не столь быстро. Поэтому с целью повышения прочности камер их покрывали изнутри каким-нибудь жаропрочным материалом, например окисью алюминия.

Камера должна быть правильной цилиндрической формы, для того чтобы можно было поместить в нее заряд — последнее требование особенно важно для длинных зарядов. Овальность также затрудняет компоновку деталей, расположенных в концах камеры. Прямолинейность камеры очень важна, если ракета используется как снаряд: это позволяет добиться соосности заряда и сопла, что необходимо для обеспечения точности стрельбы [7].

Присоединение деталей, расположенных в концах камеры, является всегда сложной проблемой. Если камера имеет достаточную толщину стенки, то может быть применено внутрирезьбовое соединение; однако это не лучший способ, так как в результате повышения давления в камере она может раздуться, и ввернутая деталь будет вытолкнута. Поэтому часто применяют наружнорезьбовые



Фиг. 6. Устройство двигателя твердого топлива со свободным зарядом.

соединения, причем в случае тонкостенных камер толщина стенки в конце камеры должна быть такой, чтобы на ней можно было нарезать резьбу.

Так как в камере двигателя обычно бывает большое давление, необходимо производить ее герметизацию, с тем чтобы единственным местом выхода газов было сопло. Там, где нет резьбовых соединений, нужно применять специальные обтюраторы. Одним из таких обтюраторов является тонкая металлическая чашечка, имеющая прессовую посадку в камере двигателя. Когда двигатель работает, давление в камере прижимает стенки чашечки к стенке камеры, создавая герметизацию. Обычно в двигателях с зарядом, горящим по всей поверхности, применяются два обтюратора: один в головной части и один в сопловой части камеры.

К задней части камеры двигателя любым из описанных выше способов присоединяется сопло Лаваля, которое представляет собой вначале сужающуюся, а затем расширяющуюся трубу. Сопла обычно делают из стали, но для двигателей со временем горения больше пяти секунд простые сопла разрушаются из-за эрозии (разрушения) критического сечения сопла горячими продуктами сгорания. Поэтому у двигателей с большим временем горения обычно применяют вставку в критическое сечение сопла из материала с высокой температурой плавления, например из карбида вольфрама или углерода. Последний используется в пороховом ускорителе Аэроджет 14-AS-1000 D4 [8].

При сборке обычного двигателя в камеру помещают сначала заряд и воспламенитель, затем вставляются обтюраторы и присоединяются детали, находящиеся на концах камеры. Провода от воспламенителя выпускаются через сопло и присоединяются к контактам. После этого двигатель готов к запуску. Если поверхность горения заряда неограничена, необходимо применять диафрагму, для того чтобы удержать заряд от прижатия к соплу. При отсутствии диафрагмы давление и силы ускорения могут прижать заряд к соплу и не дать возможности газам пройти между стенкой и зарядом. Это может привести к тому, что давление повысится и двигатель взорвется.

Глава III

ЖИДКИЕ ТОПЛИВА

При создании ракетного двигателя сначала определяют его основные характеристики, такие, как тяга и время работы, а затем выбирают топливо. На первый взгляд выбор топлива может показаться легким делом, но на практике обычно вызывает больше споров, чем любой другой вопрос. В отдельных случаях само назначение двигателя ограничивает выбор топлива. Для ракетного ускорителя, который применяется на истребителях-перехватчиках с турбореактивными двигателями, обычно выбирают такое горючее, которое используется для турбореактивного двигателя, — керосин. Это выгодно со всех точек зрения: керосин дешев, безопасен в обращении и для его хранения и транспортировки не нужно никакого специального оборудования. Но, кроме горючего, нужно еще выбрать окислитель, и именно здесь мнения обычно расходятся. С практической точки зрения можно было бы ограничиться жидким кислородом, перекисью водорода или азотной кислотой. Но если взять двигатель высотной ракеты, то выбор различных топлив будет гораздо шире, так как высокие энергетические характеристики топлива в этом случае гораздо важнее, чем стоимость или безопасность в эксплуатации. В некоторых случаях может оказаться возможным применение даже фтора в качестве окислителя и гидразина как горючего — комбинации, обеспечивающей высокие летные качества, хотя такое топливо очень дорого и при обращении с ним возникают большие трудности.

При выборе топлива надо принимать во внимание все физические и химические свойства, которыми обладают отдельные компоненты топлива, но прежде чем перейти к рассмотрению этих свойств, следует остановиться на

общей классификации топлив. Топлива ракетных двигателей почти всегда состоят по крайней мере из двух составных частей — горючего и окислителя, содержащего кислород (хотя в некоторых случаях «окислителем» может быть химическое вещество и не содержащее кислорода, например фтор). Как правило, горючее и окислитель помещаются в отдельных резервуарах и раздельно впрыскиваются в камеру сгорания. Такое топливо, широко применяющееся в настоящее время, называется двухкомпонентным.

Иногда кислород и горючее могут представлять собой одну жидкость: это либо единое химическое вещество (нитрометан), либо смесь двух веществ (аммиак с закисью азота). Такое топливо носит название однокомпонентного.

Однокомпонентные топлива

Большим преимуществом однокомпонентного топлива перед двухкомпонентным является его простое использование: не надо никаких перемешивающих сопел или форсунок — жидкость нужно только подать в распыленном виде в камеру сгорания. Количество необходимых баков, насосов, контролирующих систем и прочего оборудования уменьшается наполовину. Недостатком двухкомпонентного топлива является то, что в процессе работы отношение окислителя к горючему должно все время оставаться оптимальным, а при изменяющихся условиях работы двигателя это требование трудно выполнимо. Однако и у однокомпонентного топлива есть свои недостатки. Для того чтобы получить максимально высокую удельную тягу, отношение окислителя к горючему должно быть близко к стехиометрическому (то есть химический состав топлива должен обеспечивать полное сгорание). Однако, если однокомпонентное топливо удовлетворяет этим условиям, оно обычно очень чувствительно к температурным изменениям и толчкам, а следовательно, опасно в обращении. Стабильность таких жидкостей в условиях высокой температуры и при ударах является очень сложным вопросом [1]. Совершенно температуроустойчивая жидкость была бы нечувствительна

к температуре при всех давлениях и не могла бы использоваться как однокомпонентное топливо, так как ее нельзя было бы заставить гореть.

Практически стойкость однокомпонентного топлива уменьшается с увеличением температуры и давления. В охладительной рубашке двигателя или форсунке топливо должно всегда быть стойким. В противном случае оно начнет быстро разлагаться. При этом может образоваться даже детонационная волна; не исключена возможность, что, рапространяясь по трубопроводам системы подачи, эта волна достигнет топливного бака и вызовет взрыв.

Чувствительность топлива к удару определить довольно трудно: какого-либо простого метода здесь не существует, и обычно приходится проводить много опытов, чтобы создать особые условия, которые могли бы возникнуть при работе двигателя.

Другим недостатком однокомпонентного топлива является то, что для его горения нужен большой объем. Однокомпонентное топливо требует гораздо больше тепла для воспламенения, чем обычное двухкомпонентное топливо. Будучи зажженным, оно горит сравнительно медленно, и поэтому для его полного сгорания нужен значительный отрезок времени, а следовательно, и большой объем камеры. Таким образом, для полного сгорания однокомпонентные топлива требуют большей камеры, чем двухкомпонентные, и при равной тяге площадь поверхности камеры в первом случае должна быть гораздо больше. Это очень важно, так как означает, что в двигателях с регенеративным охлаждением топливу будет передано значительное количество тепла. Для однокомпонентных топлив такое явление весьма нежелательно, так как их температура не должна превышать определенной величины.

Особым видом однокомпонентного топлива является такое, которое представляет собой одно химическое соединение и выделяет энергию при протекании реакции разложения в присутствии специальных катализаторов. Типичным примером такого соединения является перекись водорода: она широко используется в качестве топлива в ракетных двигателях, а также для получения пара

высокой температуры для турбонасосных агрегатов, энергетических установок, подводных лодок и т. п. Обычно применяют 80—90%-ную перекись водорода; катализатором (твердым или жидким) бывает либо кальций, либо перманганат натрия.

Двухкомпонентные топлива

Все другие виды топлива являются двухкомпонентными, и так как они более стойки, чем однокомпонентные, и дают большую удельную тягу, то и используются гораздо шире. Их можно подразделить на самовоспламеняющиеся и на несамовоспламеняющиеся. Все топливные смеси, использовавшиеся Обертом, Годдардом и другими исследователями на заре ракетной техники, были несамовоспламеняющимися, то есть для их воспламенения требовался какой-то внешний источник тепла. Но в конце тридцатых годов было найдено, что некоторые химические соединения воспламеняются самопроизвольно при смешении с концентрированной азотной кислотой и перекисью водорода. В Гальсите[1] получили самовоспламеняющуюся смесь красной дымящей азотной кислоты и анилина, а в фирме «Вальтер» открыли свойство самовоспламенения смеси гидразингидрата и перекиси водорода, которые и были положены в основу топлива, использовавшегося в истребителе-перехватчике Me-163B. Каждый из этих видов топливных смесей имеет свои особые преимущества и недостатки. Вначале опыты с применением несамовоспламеняющихся топлив оканчивались неудачей, так как даже при задержке воспламенения в несколько десятых секунды в камере скапливалось достаточно топливной смеси, чтобы вызвать взрыв очень большой силы. Теперь это не является проблемой, так как системы воспламенения работают вполне надежно. Надо сказать, что, хотя самовоспламеняющиеся смеси автоматически воспламеняются при смешении компонентов, все же между смешением и воспламенением всегда

---

[1] GALCIT — Guggenheim Aeronautical Laboratory of the California Institute of Technology — Гугенхеймская авиационная лаборатория Калифорнийского технологического института (США). — *Прим. ред.*

проходит какое-то время. На эту задержку влияет ряд факторов, включая соотношение компонентов смеси, окружающую температуру и давление [2]. Таким образом, при неблагоприятных условиях может получиться замедленное воспламенение («жесткий запуск») даже при самовоспламеняющихся смесях. В некоторых случаях такое замедленное воспламенение может оказаться опасным. Следовательно, самовоспламеняющиеся топлива должны выбираться очень тщательно, с таким расчетом, чтобы дать мягкое надежное воспламенение при любых условиях запуска.

Следующим недостатком этих топлив является то, что при смешении они дают пламя. Этот факт может оказаться важным доводом в пользу применения несамовоспламеняющихся топлив для самолетов, где в случае аварии топлива могут смешаться.

Характеристики топлива [3—9]

В этом разделе будет очень немного сказано о термохимии и определении характеристик топлив, так как подробное освещение этих вопросов не является темой настоящей книги. Удельная тяга $F_{уд.}$, получаемая в результате сжигания топливной смеси в камере сгорания и истечения через сопло горячих газов, вычисляется по следующей формуле:

$$F_{уд.}=\sqrt{\frac{2}{\gamma-1}\frac{RT}{Mg}\left[1-\left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}, \qquad (1)$$

где

g — ускорение силы тяжести;

γ — отношение темплоемкостей $\frac{C_p}{C_v}$;

R — универсальная газовая постоянная;

T — температура горения (абсолютная);

M — средний молекулярный вес;

p_1 — давление в камере сгорания при горении топлива;

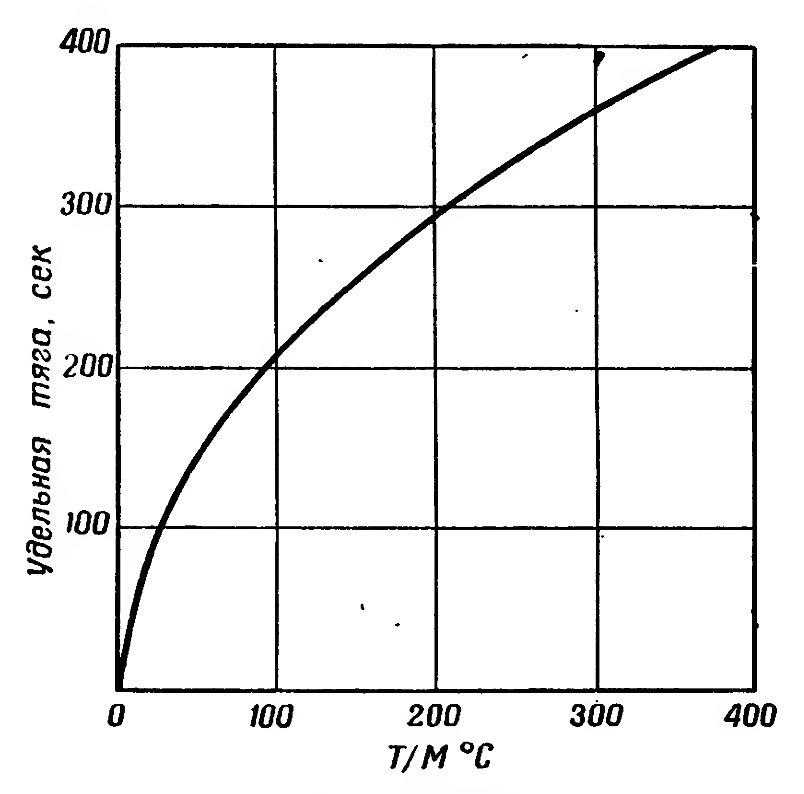
p_2 — давление в выходном сечении сопла.

Так как тяга равна скорости изменения количества движения, то существует простое соотношение между удельной тягой и скоростью истечения газов v:

$$F_{\text{уд.}} = \frac{v}{g}. \qquad (2)$$

Основными переменными величинами являются $\frac{T}{M}$ и коэффициент расширения $\frac{p_2}{p_1}$.

Влияние коэффициента расширения можно видеть на фиг. 9. Влияние γ незначительно и почти одинаково



Фиг. 7. Изменение удельной тяги с изменением T/M.

у различных топливных смесей. Для выбора топлива нам остается установить зависимость удельной тяги от величины отношения $\frac{T}{M}$. Такая зависимость для $\gamma = 1{,}2$ и $\frac{p_2}{p_1} = 20$[1] показана на фиг. 7.

[1] Такую запись нужно считать ошибочной, так как $\frac{p_2}{p_1}$ всегда меньше 1. Следует читать $\frac{p_1}{p_2} = 20$. — *Прим. ред.*

Если увеличение температуры горения или подача в камеру сгорания высококалорийного топлива является совершенно очевидным требованием, то целесообразность понижения среднего молекулярного веса далеко не так ясна.

Выражение для удельной тяги можно получить, заменив кинетическую энергию газовой струи эквивалентной величиной тепловой энергии топлива.

$$F_{уд.} = \sqrt{\frac{2JH}{g}}, \qquad (3)$$

где H — тепло, выделяемое на единицу веса при горении топлива;

J — механический эквивалент тепла.

Значения удельной тяги, полученные таким путем, в большинстве случаев гораздо выше практических. Это объясняется двумя причинами. Во-первых, формула (3) предполагает коэффициент расширения равный бесконечности и, следовательно, термодинамический цикл при к. п. д. равном 100%. В конкретном же образце ракетного двигателя истинная величина удельной тяги всегда сильно зависит от коэффициента расширения. Во-вторых, в этой формуле не учитывается диссоциация продуктов сгорания. Горение, например, углеводорода при низкой температуре с соответствующей подачей воздуха происходит следующим образом:

$$C_nH_m + \left[n + \frac{m}{4}\right] O_2 \rightarrow nCO_2 + \frac{m}{2} H_2O + \text{энергия}.$$

Но в ракетном двигателе, где горючее и окислитель находятся почти в стехиометрическом соотношении, температура теоретически будет превышать 4000°С. Задолго до того, как будет достигнута эта температура, произойдет диссоциация, то есть продукты сгорания сами распадутся, поглощая энергию (эти реакции являются обратимыми):

$$H_2O \rightleftarrows HO + \frac{1}{2} H_2 - \text{энергия},$$

$$CO_2 \rightleftarrows CO + \frac{1}{2} O_2 - \text{энергия},$$

$$H_2 \rightleftarrows 2H - \text{энергия}$$

и т. д.

Термическая диссоциация оказывает двойное воздействие. Во-первых, поглощается энергия, и, следовательно, количество тепла, способное превратиться в кинетическую энергию газовой струи, уменьшается. Это изменяет максимально достижимую температуру горения, и в результате удельная тяга оказывается меньше теоретической величины, подсчитанной по формуле (3). Во-вторых, расщепление в простые молекулы и радикалы уменьшает средний молекулярный вес полученных газов, что ведет к увеличению удельной тяги и, таким образом, компенсирует тепловые потери от диссоциации. Влияние диссоциации на энергетические характеристики топлива прекращается при температуре около 2300° С.

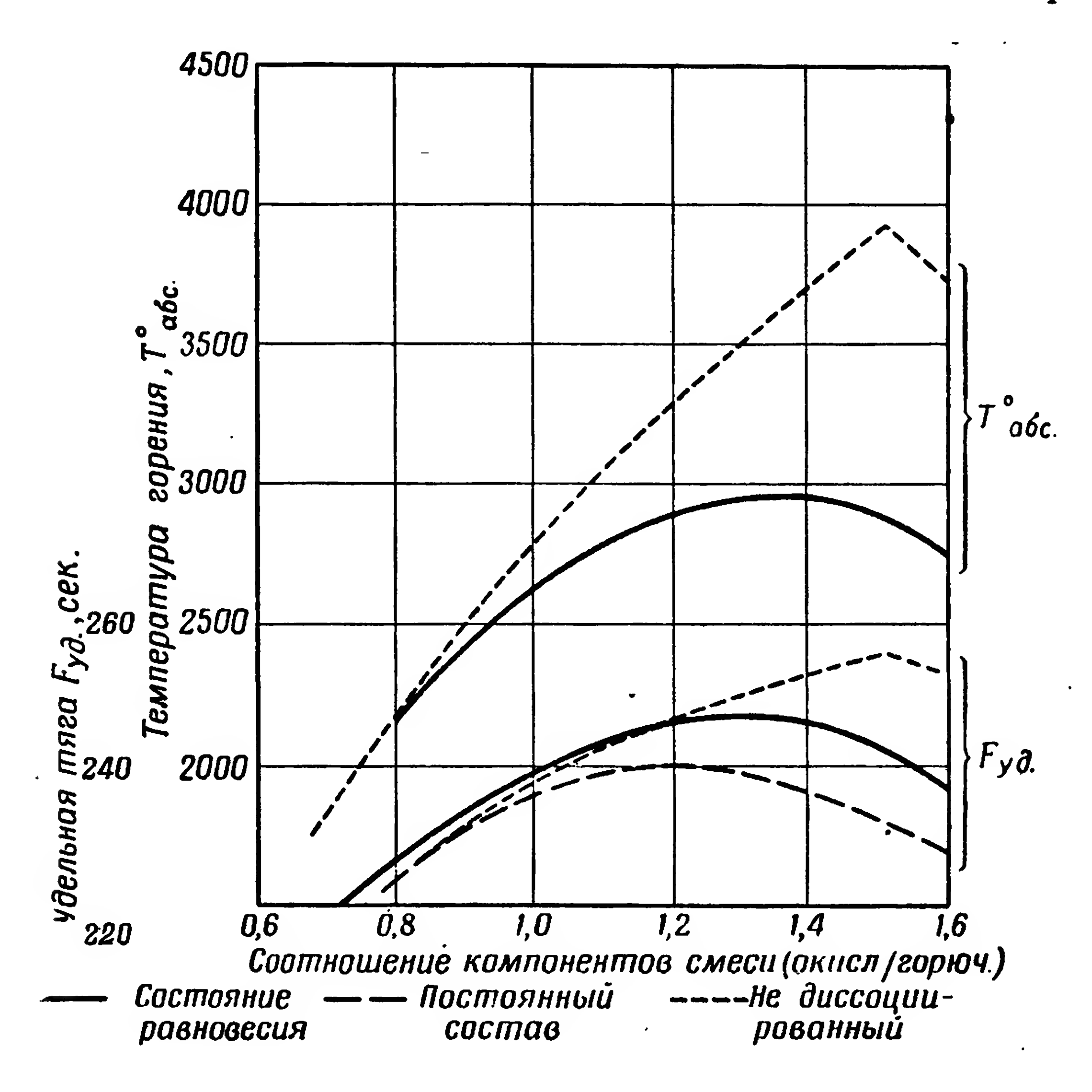
Нужно учитывать также и действие рекомбинации [10—12]. При истечении продуктов сгорания через сопло температура газов падает, достигая минимальной величины на выходе. Это значит, что, если сохраняется химическое равновесие, процесс диссоциации может идти в обратном направлении (простейшие радикалы будут объединяться) с выделением тепла, обеспечивая, таким образом, более высокую удельную тягу. Вычисления, сделанные с учетом этого фактора, действительно дают более высокие теоретические характеристики топлива. На практике среднее время, необходимое для прохождения молекулы через сопло, скажем для двигателя, развивающего 5000 *фунт* тяги, равно примерно 0,0002 сек., что делает рекомбинацию вполне возможной.

Расчет по формуле (1) в принципе прост, но учет действия диссоциации настолько его усложняет, что полученные данные очень часто оказываются ошибочными. Результаты расчетов энергетических характеристик, полученные различными методами, даны в виде кривых на фиг. 8 и ясно подтверждают сделанные выше выводы.

Эти кривые показывают, что если ограничить температуру, скажем, 2800° С, то диссоциирующая смесь даст более высокие энергетические характеристики, чем может теоретически дать любая недиссоциирующая смесь. Таким образом, диссоциация является скорее положительным фактором, чем отрицательным.

Энергетические характеристики топлива можно представить самым различным способом; обычно это делается так, как показано на фиг. 9.

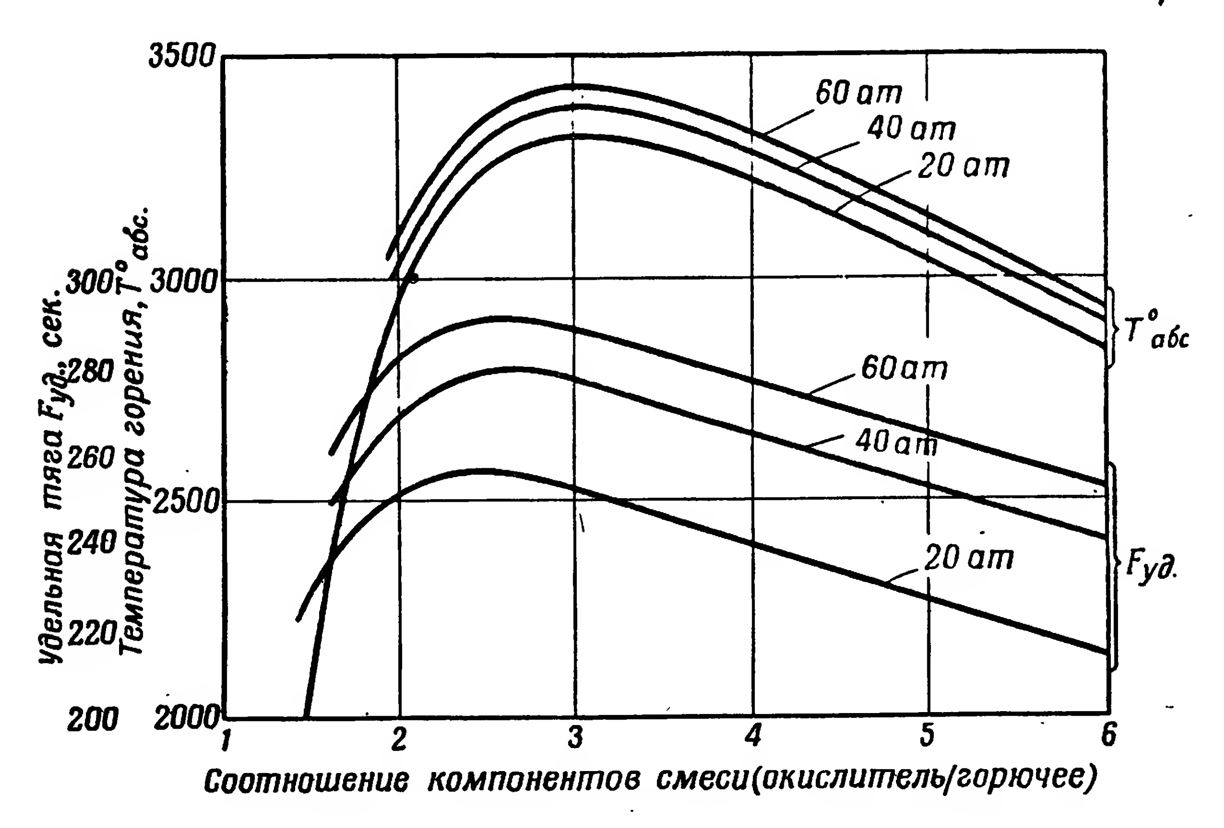
Температура горения и удельная тяга выражаются в зависимости от соотношения компонентов смеси. Кри-



Фиг. 8. Зависимость энергетических характеристик топлива от состава продуктов сгорания.

вые строятся для нескольких давлений в камере сгорания с учетом расширения в сопле до 1 *ат*. Этот способ дает ясное представление о связи между соотношением компонентов смеси и давлением в камере и является более полезным для инженера-испытателя, чем такие сложные способы графического выражения характеристик, как энтропические диаграммы. Из анализа кривых на рис. 9

можно сделать несколько важных выводов. Во-первых, вследствие эффекта диссоциации наилучшие энергетические характеристики будут у топлива не со стехиометрическим соотношением компонентов, а с большим содержанием горючего. С увеличением давления в камере влияние диссоциации уменьшается и точка, показывающая



Фиг. 9. Кривые энергетических данных смеси жидкого кислорода и керосина.

оптимальные характеристики, приближается к стехиометрическому соотношению компонентов. Другим важным практическим выводом является то, что кривые температуры и кривые удельной тяги не симметричны: максимум температуры часто лежит ближе к стехиометрическому соотношению, чем максимум удельной тяги. Если температура в камере должна быть ограничена, то выбирается обычно топливная смесь, богатая горючим, так как она дает более высокую удельную тягу по сравнению со смесью, богатой окислителем. Если бы температура для топливной смеси, показанной на рис. 9, была ограничена 3000° С, то при давлении в 20 *ат* удельная тяга для смеси с избытком горючего равнялась бы 243 сек., а для смеси

4 Зак. 3073. Дж. Хэмфрис

с избытком окислителя — 216 сек., то есть соответственно на 2,4 и 13,2% меньше максимальной расчетной величины. На практике удельная тяга обычно оказывается меньше теоретической из-за различных потерь, вызванных неполным сгоранием смеси в камере, трением в сопле и другими причинами.

Выбор топлива [13, 14]

Основным фактором при выборе топлива является удельная тяга. Топливо для ракетного двигателя, применяемого в качестве стартового ускорителя, должно иметь удельную тягу свыше 100 сек., большинство управляемых и неуправляемых снарядов требуют удельной тяги более 200 сек., а для проектируемого искусственного спутника Земли нужно топливо с удельной тягой не менее 250 сек. Надо подчеркнуть, что здесь могут быть исключения, но в общем удельная тяга — хороший критерий для ракетных топлив, применяемых для самых различных целей. В нижнем диапазоне удельных тяг нужную характеристику могут дать безопасные однокомпонентные топлива, например перекись водорода, тогда как в среднем диапазоне должны быть использованы двухкомпонентные смеси, а для получения самых высоких значений удельной тяги приходится применять топлива с большой теплотворной способностью и более опасные, как это можно видеть из табл. III. Надо сказать, что при выборе топлива нужно учитывать, кроме удельной тяги, много других факторов, причем каждый из них имеет различное значение в зависимости от условий применения. Поэтому подробно рассматриваться все эти факторы здесь не будут; мы коротко остановимся лишь на самых главных из них, а затем перейдем к описанию наиболее известных окислителей.

Объем [15], так же как и вес, является важнейшим фактором, который нужно принимать во внимание при конструировании ракетных аппаратов. При данной емкости топливных баков в них можно поместить тем больше топлива, чем выше его плотность. Для грубой оценки пригодности топливной смеси удельная тяга может быть умножена на относительную плотность смеси; в результате получим характеристику, известную как

Таблица III

НЕКОТОРЫЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЖИДКИХ ТОПЛИВ

Окислитель	Горючее	Вид смеси	Соотношение окисл./горюч.	Удельная тяга, *фунт/фунт/сек.*	Объемная удельная тяга, *фунт/ед. объем/сек*	Температура горения, °C
Жидкий кислород	Жидкий водород	Несамовоспламеняющаяся	3,4	360	90	2300
То же	Бензин	То же	2,5	245	245	3100
» »	Этиловый спирт (100%-ной концентрации)	» »	1,5	240	240	2900
» »	Жидкий аммиак	» »	1,2	250	220	2600
» »	Гидразин	» »	0,8	270	280	2800
R. F. N. A.[1]	Анилин	Самовоспламеняющаяся	3,0	220	310	2700
R. F. N. A.	Этиловый спирт (100%-ной концентрации)	Несамовоспламеняющаяся	2,8	220	275	2600
Азотная кислота (100%-ной концентрации)	Гидразин	То же	1,2	245	260	2500
Перекись водорода (100%-ной концентрации)	«C-Stoff»[2]	Самовоспламеняющаяся	2,8	210	250	1900
	Нитрометан	Однокомпонентное топливо	—	220	250	2200

[1] Red fuming nitric acid — дымящая азотная кислота.

[2] 57% метилового спирта, 30% гидразингидрата, 13% воды и небольшое количество купроцианида калия в качестве катализатора.

объемная удельная тяга или импульс плотности. Она является мерой удельной тяги на объем топлива в противоположность обычной удельной тяге, которая берется на вес топлива. Эти данные приведены в таблице III. Из таблицы видно, что, за одним исключением, высококачественные топлива имеют обычно высокую объемную удельную тягу.

Исключением является топливо, состоящее из жидкого кислорода и жидкого водорода: находясь в таблице на первом месте из-за исключительно высокой удельной тяги, оно в то же время обладает самой низкой объемной удельной тягой. Это происходит вследствие очень малой относительной плотности жидкого водорода — 0,07 при его температуре кипения. Среди других топлив нет особенной разницы в распределении мест по удельной тяге или по объемной удельной тяге: меняются местами только топлива на основе жидкого кислорода и топлива на основе азотной кислоты, так как последняя имеет большую плотность.

О задержке воспламенения самовоспламеняющихся топлив уже было упомянуто. Каждая топливная комбинация имеет характерную для нее задержку воспламенения, которая зависит от соотношения компонентов смеси, окружающей температуры, давления и способа перемешивания. Максимальная задержка, которая может быть допущена, составляет около 100 *мсек*, так как при больших задержках может накопиться столько топливной смеси, что произойдет опасный взрыв. Задержка воспламенения для 80%-ной перекиси водорода и топлива «C-Stoff» меньше нормально допустимой величины и равна приблизительно 60 *мсек*.

Другие химические и физические свойства компонентов также играют большую роль, и их обычно учитывают в зависимости от условий применения. Состав топлива должен обеспечивать энергичное начало и быстрое протекание реакции горения. Топлива должны быть химически стойкими. Далее, чем менее они агрессивны по отношению к металлам, тем лучше, так как это позволяет расширить выбор применяемых конструкционных материалов и уменьшить риск при хранении, транспортировке и эксплуатации топлив. В турбонасосной системе сила,

действующая на насос, увеличивается с увеличением вязкости, поэтому чем меньше вязкость, тем лучше. Компонент топлива, используемый как охладитель (в двигателе с регенеративным охлаждением), должен обладать высокой удельной теплоемкостью, хорошей теплопроводностью и иметь высокую температуру кипения.

Для многих двигателей очень важным фактором является доступность топлива: снабжение топливом, которое предполагается использовать в широких масштабах, не должно вызывать никаких затруднений и стоимость его не должна быть слишком высокой. Многие высококачественные топлива сейчас могут быть получены только в небольших количествах исключительно для экспериментальных работ и стоят очень дорого. Правда, в отдельных случаях, если это потребуется, можно наладить их широкое производство и получать по вполне приемлемой цене.

Вряд ли целесообразно рассматривать большое число топлив, используемых в настоящее время. «Небольшой список» из более чем 6000 комбинаций был испытан немецкой фирмой «БМВ» во время второй мировой войны. Так как число возможных окислительных элементов гораздо меньше числа горючих, то данный обзор наиболее известных смесей и их свойств основан на подробном обзоре окислителей. Этими окислителями являются: жидкий кислород, азотная кислота, перекись водорода, хлорная кислота, четырехокись азота, фтор, трехфтористый хлор и тетранитрометан. Первые три типа окислителя будут рассмотрены нами вместе с наиболее важными горючими.

Жидкий кислород [16, 19]

Это голубоватая жидкость, кипящая при нормальном атмосферном давлении при —183° С. При широком потреблении обходится в 10—20 фунтов стерлингов за тонну. Недостатком его по сравнению с двумя другими окислителями является низкая температура кипения; вследствие этого он должен находиться в изолированных сосудах, но даже и тогда все время испаряется. Обычно небольшие резервуары, в которых находится жидкий кислород, имеют вакуумную изоляцию, но для больших баков это не годится, так как утяжеляет конструкцию.

Поэтому для баков больших размеров употребляются специальные изоляционные материалы, такие, как карбонат магния или стеклянная вата.

Скорость испарения зависит от типа сосудов и их размеров. Потери сосуда Дьюара составляют 2% в час, а из бака емкостью 30 тыс. фунтов, покрытого изоляционным материалом, испаряется только 0,1% в час. Но самые большие потери происходят во время перекачки жидкого кислорода. При наполнении бака, имеющего комнатную температуру, теряется от 15 до 20% на охлаждение его стенок и изоляции. Немцы установили, что потеря жидкого кислорода в промежутке между его производством и использованием для запуска в ракете А-4 достигала 50%. Это означает, что реальная стоимость жидкого кислорода при запуске ракеты составляла уже 20—40 фунтов за тонну.

Баки для кислорода на самолетах и снарядах значительно отличаются от баков, в которых он хранится. Жидкий кислород целесообразно использовать лишь тогда, когда он заливается в бак незадолго до запуска: в этом случае не требуется особо хорошей изоляции, что значительно сокращает вес баков. В ракетах баки обычно совсем не изолируются, но полученная за счет этого экономия веса с избытком компенсирует увеличение потери кислорода. Кроме того, тонкий слой инея, образующийся на внешней стороне бака, является хорошим изолятором. Жидкий кислород имеет явное преимущество перед другими окислителями в том, что его можно получать на месте [17]. Нормальный процесс производства по методу Хейландта очень громоздкий и не может быть использован в маленьких подвижных установках. Но другой метод, созданный Капицей, при котором используется скоростная турбина для расширения воздуха, может быть с успехом использован на небольших подвижных установках. Если на аэродромах, на которые базируются самолеты-перехватчики с ракетными двигателями, наладить производство жидкого кислорода, то останется подвезти только горючее, например керосин. Последний мог бы быть применен и как ракетное горючее, и как источник энергии для установок, вырабатывающих жидкий кислород.

Все окислители являются в той или иной степени опасными в обращении. Жидкий кислород имеет то преимущество перед другими окислителями, что он неядовит и при попадании на тело быстро испаряется, не причиняя никакого вреда; однако если опустить в него руку, рука будет очень сильно обморожена. Жидкий и газообразный кислород поглощается пористыми органическими материалами, которые затем сильно горят и взрываются, если их поджечь. Температура воспламенения всех материалов значительно ниже в кислороде, чем в воздухе. Поскольку жидкий кислород все время испаряется, хранилища, где находятся баки, должны хорошо вентилироваться, чтобы избежать скопления паров кислорода и тем самым не допустить пожара и взрыва. Пожар в таких случаях бывает очень трудно потушить, так как в кислородном пламени горят не только обычные горючие материалы, но и большинство металлов. Обращение с жидким кислородом сравнительно простое: нужны лишь асбестовые или кожаные перчатки для защиты рук при прикосновении к холодным металлическим трубкам и контейнерам. Небольшая утечка не опасна, так как жидкость не коррозийна и быстро испаряется.

Материалы, используемые для работы с жидким кислородом, сравнительно немногочисленны, так как многие металлы становятся хрупкими при —183° С. Мягкая сталь хотя и лучше других по прочности на разрыв, но имеет меньшую ударную вязкость, и при температурах жидкого кислорода труба из мягкой стали вдребезги разобьется от самого слабого удара. Подходящими материалами для бака и трубопроводов являются медь, латунь, монель-металл [1], алюминиевые сплавы и аустенитная сталь (см. табл. IV).

Веществ, способных образовать с жидким кислородом самовоспламеняющуюся смесь, очень мало, и ни одно из них не годится в качестве горючего. Из несамовоспламеняющихся веществ только некоторые использовались как горючее — бензин, керосин [20], дизельное топливо [21, 22], метиловый и этиловый спирт [18].

---

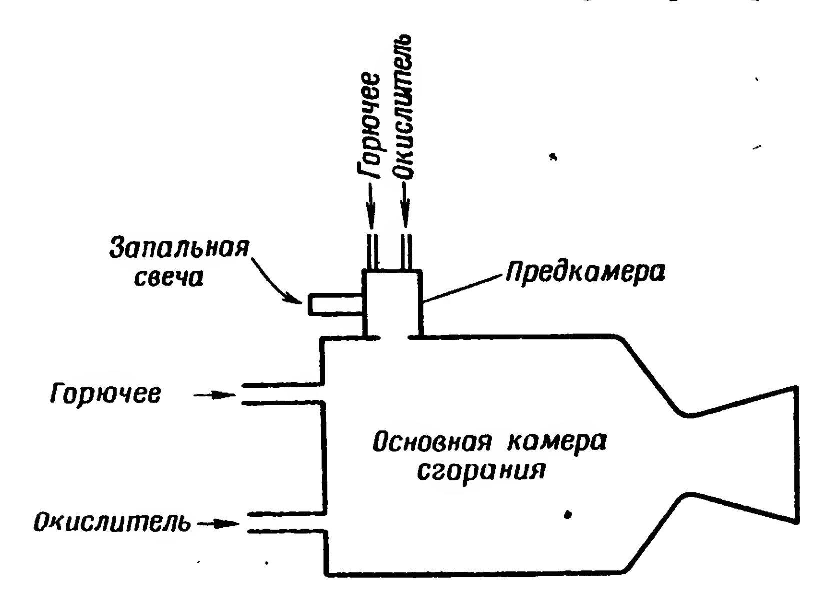
[1] Сплав, содержащий 68% Ni, 28% Cu, 2,5% Fe, 1,5% Mn. — *Прим. ред.*

Таблица IV

МАТЕРИАЛЫ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ ПРИ РАБОТЕ С ЖИДКИМИ ТОПЛИВАМИ

Жидкость	Для продолжительной работы (баки для хранения и т. п.)	Для кратковременной работы (трубы, клапаны в двигателе и т. п.)	Прокладки, уплотнения и т. п.
Жидкий кислород	Медь и сплавы, алюминий и сплавы, аустенитная сталь	Медь и сплавы, алюминий и сплавы, аустенитная сталь	Асбест, отожженная медь, алюминий, политетрафторэтилен, полихлортрифторэтилен
Перекись водорода	Чистый алюминий	Чистый алюминий и некоторые сплавы алюминия, нержавеющая сталь	Полихлорвинил, асбест, полиэтилен, политетрафторэтилен, полихлортрифторэтилен
Азотная кислота	Чистый алюминий, некоторые сплавы алюминия, не содержащие цинка	Алюминий и его сплавы, аустенитная нержавеющая сталь	Полиэтилен, полихлорвинил, асбест, политетрахлорэтилен, полихлортрифторэтилен
Керосин	Все металлы	Все металлы	Асбест, фибра, любые нераствор. пластич. материалы
Этиловый спирт	Все металлы	Все металлы	Асбест, любые нераствор. пластич. материалы
Гидразин	Нержавеющая сталь	Нержавеющая сталь и алюминий, мягкая сталь	Асбест, неопрен
Нитрометан	Нержавеющая сталь, алюминий	Нержавеющая сталь, алюминий и мягкая сталь	Асбест, политетрафторэтилен

Так как все практически возможные комбинации горючих элементов с жидким кислородом являются несамовоспламеняющимися, этот момент представляется нам наиболее удобным для того, чтобы рассмотреть вопрос о способах воспламенения. Все они основаны на принципе повышения температуры части смеси до точки самовоспламенения, после чего пламя распространяется по



Фиг. 10. Предкамера для воспламенения основной топливной смеси.

всей остальной смеси. В большинстве случаев воспламеняемость зависит от скорости реакции в смеси, хотя существуют исключения. Таким образом, смеси с жидким кислородом, которые имеют высокую скорость реакции, являются сравнительно легко воспламеняемыми, так что обычная запальная свеча может применяться для воспламенения нескольких фунтов жидкого кислорода и этилового спирта в секунду. Но надо всегда иметь в виду, что задержка воспламенения на лишнюю долю секунды может привести к жесткому запуску, когда давление в камере в момент запуска резко повышается. Поэтому рекомендуется сообщать топливной струе большое количество тепла, чтобы обеспечить надежное воспламенение. Одним из самых легких способов достижения этого является использование пиротехнических средств. Они в основном используются в ракетах, где требуется одноразовое действие; они вводятся в камеру через сопло ракетного

двигателя и воспламеняются электрическим путем от внешней цепи. В результате конструкция самого снаряда упрощается. В ракете Фау-2 использовалась как раз такая система; ее воспламенительное устройство представляло собой большое вращающееся колесо с пороховыми патронами. Там, где требуется повторное зажигание, как в двигателе самолета, часто используется небольшая предкамера; воспламенение топлива в предкамере обычно происходит от запальной свечи. В предкамере поджигается небольшое количество топлива и пламя от него используется для зажигания основной части топлива, которую нельзя впрыскивать в основную камеру до того, как установится горение в предкамере (эта система показана на фиг. 10). Другим методом воспламенения является впрыскивание в момент запуска ракеты специального горючего, которое самовоспламеняется при смешивании с кислородом. Обычно такое горючее помещается в трубопроводах между двумя разрывными мембранами, так что сначала впрыскивается в камеру самовоспламеняющаяся смесь, а затем двигатель плавно переходит на основные компоненты.

Перекись водорода [23—27]

Перекись водорода была одним из наиболее широко употребительных окислителей в Германии во время второй мировой войны и производилась в больших количествах (82—83%-ной концентрации). Получение перекиси водорода велось несколькими способами; к концу войны производилось еженедельно около 16 тыс. *т*. В настоящее время тонна 85%-ной перекиси водорода стоит 150 фунтов. Эта высокая стоимость является большим недостатком, и если бы ее можно было снизить, перекись водорода, несомненно, стала бы самым лучшим окислителем.

Перекись водорода и ее пары не ядовиты. Жидкость, попавшая на тело, оставляет белые пятна, если ее быстро смыть, но если не смывать, она может причинить тяжелые ожоги. Если брызги перекиси попадут в глаза, их надо тотчас же промыть. Особые меры предосторожности следует принимать во время перекачки, так как при по-

падании перекиси на органические вещества может произойти их воспламенение.

К счастью, пожар от перекиси водорода можно легко потушить водой, поэтому при перекачке перекиси очень важно всегда иметь под рукой большой запас воды. Во время работы с перекисью нужно иметь специальную защитную одежду и очки. Особенно опасно загрязнение перекиси. Дело в том, что некоторые вещества заставляют перекись водорода распадаться на воду и кислород с выделением большого количества тепла, хотя это частично можно предотвратить путем добавления небольших количеств стабилизаторов, например фосфорной кислоты. Перекись водорода всегда медленно разлагается, но может храниться в специальных вентилируемых баках довольно долго; при этом ее концентрация понижается всего лишь на 2% в год. Вследствие испарения кислорода долго хранить перекись в изолированных баках нельзя. Это большой недостаток, мешающий применению ее в зенитных снарядах, которые должны заправляться топливом заблаговременно, чтобы всегда быть готовыми к действию.

Важным преимуществом перекиси водорода является то, что ее разложение можно ускорить катализаторами и таким образом получить смесь водяного пара и кислорода с температурой, достаточной для приведения в действие турбины. В результате проблема получения энергии для нагнетания топлива очень упрощается. Из сказанного выше понятно, что перекись водорода может использоваться и как однокомпонентное топливо. Большинство горючих, предназначенных для использования с перекисью водорода, являются самовоспламеняющимися, хотя, конечно, могут применяться и несамовоспламеняющиеся. Все известные перекисные двигатели, работающие на самовоспламеняющихся топливах, применяют горючее на основе гидразингидрата, но так как немцы не могли получать его в неограниченном количестве и он был очень дорог, они добавляли метиловый спирт. Чтобы снизить температуру горения, в смесь вводился небольшой процент воды. Однако вследствие уменьшения количества гидразингидрата период задержки воспламенения увеличился, и пришлось добавлять катализатор. Горючее, на

Свойства	Жидкий кислород	Жидкий ворадод	Азотная кислота
Относительная плотность	1,14	0,07	1,50
Динамическая вязкость (в сантипуазах)	1,9	0,01	0,9
Поверхностное натяжение, *дина/см*	13	2,3	40
Температура кипения, °С	—183	—253	86
Температура плавления, °С	—218	—260	—42
Биологическое воздействие	Сильные ожоги при экспозиции в несколько секунд	Сильные ожоги при экспозиции в несколько секунд	Очень токсична, быстро разрушает животные ткани
Действие на металлы	Большинство делает хрупкими	Большинство делает хрупкими	Очень агрессивна
Действие на органические материалы	Многие делает хрупкими	Многие делает хрупкими	Вступает в реакцию
Опасность возникновения пожара	Большая	Большая	Большая, но легко устранима путем разбавления

Таблица V

СВОЙСТВА ЖИДКИХ ТОПЛИВ

Перекись водорода (80%)	Керосин	Этиловый спирт (100%)	Бензин	Нитрометан
1,34	0,80	0,78	0,75	1,14
1,3	1,5	1,2	0,9	0,6
76	25	22	25	37
131	153—288	78	35—185	101
—22	Ниже —40	—117	—120 до—150	—29
Ядовита, разрушает животные ткани	Слаботоксичен	Токсичен	Слаботоксичен	Слаботоксичен
Агрессивна, многие металлы ускоряют разложение	Не действует	Не действует	Не действует	Агрессивен
Вступает в реакцию, начинающуюся часто самопроизвольно	Слабо растворяет	Растворяет	Растворяет	Хорошо растворяет
Большая, но легко устранима путем разбавления	Средняя	Средняя	Большая	Взрывается в горячем состоянии

котором работал авиационный двигатель Вальтер 109-509 A2, известно как «C-Stoff» и имеет следующий состав:

Гидразингидрат	30%
Метиловый спирт . . .	57%
Вода	13%

17%-ный водный раствор купроцианида калия (10 *см*^{3} на литр горючего)[1].

Это является примером того, как могут быть составлены самовоспламеняющиеся горючие и как изменяются их свойства в соответствии с предъявляемыми требованиями.

Азотная кислота

Концентрированная азотная кислота (98%) обычно продается по цене около 20 фунтов за тонну. Дымящая азотная кислота (R. F. N. A.) содержит до 20% двуокиси азота и немного дороже концентрированной азотной кислоты. Ни азотная кислота, ни ее пары не являются ядовитыми, но вследствие их разъедающего действия очень опасны. Если кислоту, попавшую на кожу, немедленно не смыть, она вызовет серьезный ожог. Двуокись азота, которая содержится в кислоте, чрезвычайно токсична и напоминает в этом отношении окись углерода. При работе с азотной кислотой надо соблюдать еще большую осторожность, чем при работе с перекисью водорода, и одевать противогаз. С азотной кислотой особенно трудно обращаться из-за низкого поверхностного натяжения, заставляющего кислоту очень быстро «ползти» по любой поверхности и таким образом поражать ее. Но наибольшие трудности, возникающие при применении азотной кислоты, связаны с ее большой агрессивностью по отношению к металлам [29, 30]. Для изготовления баков, в которых хранится концентрированная азотная кислота (95% и выше), применяется чистый алюминий (99,5%). Для хранения азотной кислоты меньшей концентрации используются резервуары из нержавеющей стали.

---

[1] $K_3[Cu(CN)_4]$ — калиевая соль медно(I)-цианистоводородной кислоты. — *Прим. ред.*

Очень важно, чтобы при хранении азотная кислота не разводилась, так как тогда она будет действовать на чистый алюминий; надо сказать, что избежать этого из-за гигроскопичности азотной кислоты довольно трудно.

Физические и химические свойства различных окислителей и горючих далеко не одинаковы, о чем можно судить по таблице V. В заключение заметим, что этот краткий обзор, безусловно, никоим образом не исчерпывает тему о топливах. Испытание топлив рассматривается в главе VI, а в главе XIV говорится о перспективах в области ракетных топлив.

Глава IV

ДВИГАТЕЛИ, РАБОТАЮЩИЕ НА ЖИДКОМ ТОПЛИВЕ. АГРЕГАТЫ

Прежде чем перейти к рассмотрению типичных ракетных двигателей, подробно опишем некоторые из их составных частей. Почти все без исключения агрегаты ракетных двигателей проектируются исходя из условия их минимального веса, в результате чего они работают с очень небольшим запасом прочности.

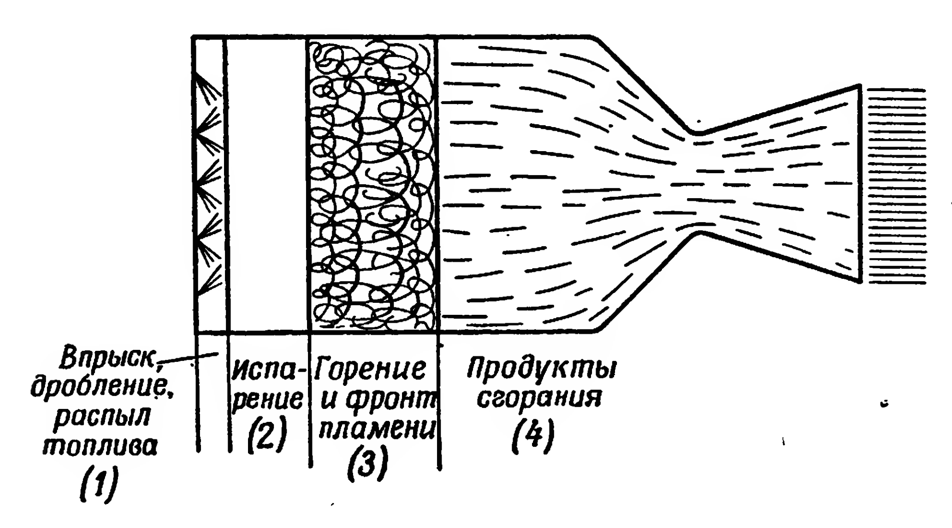
Развитие агрегата из прототипа до серийного образца всегда является длительным процессом, особенно это относится к камере сгорания и головке двигателя. Основная трудность заключается в том, что очень большое количество топливной смеси должно быть сожжено в очень малом объеме.

Горение [1]

Части двигательной установки — будь то турбина, насос или даже самый простой клапан — очень сложно спроектировать и изготовить так, чтобы они удовлетворяли всем предъявляемым к ним требованиям, однако наиболее трудновыполнимой из них является, безусловно, «сердце» двигательной установки — камера сгорания, к рассмотрению которой мы и переходим. Краткое описание рабочего процесса в камере, возможно, позволит лучше представить себе те требования, которые ставятся при проектировании камеры.

Фиг. 11 показывает деление камеры на головку с форсунками, камеру сгорания и сопло, а также различные состояния топлива по мере его прохождения через камеру сгорания. Рабочий процесс может быть подразделен на несколько фаз: механическая подготовка и распыл топлива посредством форсунок, смешение топлива, предва-

рительный нагрев до температуры воспламенения и, наконец, горение. Протекание этих процессов зависит от конструкции камеры. Например, распыл топлива и дробление обычно сопровождаются смешением, нагреванием и даже иногда частичным сгоранием. Пространство, необходимое для дробления и смешения, зависит от типа головки и форсунок, перепада давления на них и от давления в камере. Нагревание топлива в камере начинается еще у головки двигателя за счет излучения и теплопроводности.



Фиг. 11. Протекание процесса в камере сгорания.

В зоне *1* благодаря прежде всего движению горячих газов от фронта пламени назад к головке двигателя температура быстро растет; это продолжается до тех пор, пока не будет достигнута температура воспламенения. Тепло, выделяемое при горении, еще быстрее поднимает температуру газа, которая все повышается, пока основная часть топлива не сгорит в зоне *3*. Участок на границе зон *2* и *3* называется фронтом пламени; для большинства топлив при нормальных условиях протекания процесса он может быть всего около 0,0001 дюйма, хотя эта величина фактически не была измерена. Горение завершается в остальной части камеры; правда, как указывалось в главе III, реакция диссоциации и некоторое выделение тепла может происходить и в сопле.

Физические процессы распыла, смешения, нагревания и испарения, которые протекают перед фронтом пламени,

занимают меньшую часть объема камеры, если используется хорошо спроектированная головка, тогда как в большей части камеры происходит собственно горение. Однако при применении быстро вступающих в реакцию топливных смесей фронт пламени может находиться так близко к головке, что если ее не охлаждать соответствующим образом, то головка камеры может сгореть.

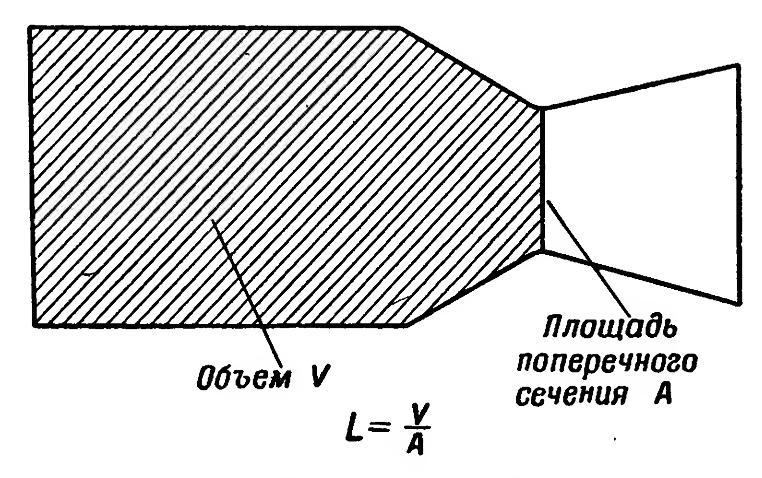
Полнота сгорания во фронте пламени зависит в основном от свойств топливной смеси и от вида головки. Топливо с большой скоростью протекания реакции сгорит полнее, чем топливо с низкой скоростью. Плохо выполненная головка с форсунками, вместо того чтобы обеспечить равномерное соотношение смеси в камере, дает неравномерное распределение горючего и окислителя, и, следовательно, часть горючего и окислителя будет проходить через фронт пламени, не успев сгореть. Нормально сгорание смеси, по крайней мере на 70%, завершается у задней границы фронта пламени. Горение остальной части смеси продолжается еще некоторое время, так как продукты сгорания, к этому моменту имеющие скорость порядка 400 *фут/сек*, несут с собой несгоревшие частицы.

Все эти процессы связаны между собой, и их трудно разграничить, да практически это и не нужно, поскольку мы заинтересованы лишь в том, чтобы камера имела достаточный объем и все эти процессы могли протекать до конца. Для этого топливо должно находиться в камере в течение времени, равного сумме отрезков времени полного протекания каждого процесса. Эта величина называется «временем пребывания». Прямое измерение его очень трудно, поэтому необходимо воспользоваться какой-нибудь другой измеримой характеристикой камеры, находящейся в определенном соотношении с временем пребывания. Мы уже видели, что топливная смесь в большей части пространства камеры находится в газообразном состоянии. Таким образом, в первом приближении мы можем считать, что камера целиком заполнена продуктами сгорания, имеющими температуру воспламенения. Можно сказать, что время пребывания продуктов сгорания определенного состава при опреде-

ленной температуре и давлении в камере будет прямо пропорционально объему камеры и обратно пропорционально площади критического сечения сопла A, то есть

$$t = K\frac{V}{A} = KL.$$

Это отношение объема камеры к площади критического сечения (фиг. 12) известно как характеристическая длина и является чрезвычайно важным параметром в расчете камеры.



Фиг. 12. Определение параметра L.

При идеальной системе впрыска и удачной конструкции камеры необходимая величина L для полного сгорания значительно изменяется только тогда, когда применяются различные топлива или создаются различные давления в камере. Значения L для различных топлив приведены в табл. VI. Если значения L ниже указанных, удельная тяга падает чрезвычайно быстро, а если больше — она остается в основном постоянной.

Таблица VI

ЗНАЧЕНИЯ ВЕЛИЧИНЫ L

Окислитель	Горючее	Значения при давлении в камере 20 *ата*
Жидкий кислород	Этиловый спирт	50
R. F. N. A.	Анилин	60
	Нитрометан . . .	250

Головки [2]

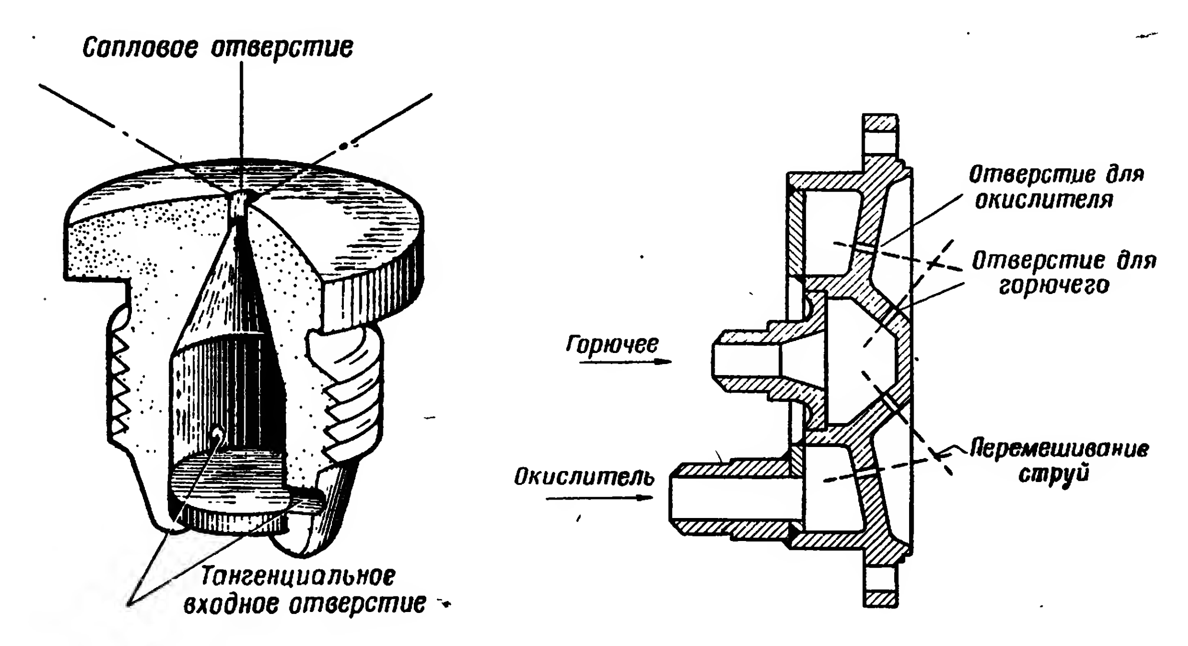
Задача достижения минимального значения L для данной топливной смеси при данном давлении решается применением соответствующих систем впрыска. Например, когда двигатель предназначен для снаряда, головки стараются изготовить самые простые, легкие и дешевые, в то время как для двигателей повторного действия, например самолетных, их делают гораздо более сложными. Головки должны выполнять две задачи: распыл и смешение компонентов топлива. Существует два метода смешения компонентов. Одним из них является сталкивание струй горючего и окислителя, с тем чтобы вызвать их взаимопроникновение; другой способ заключается во впрыскивании компонентов из большого количества точек. Основными методами распыления являются соударение топливных струй (непосредственно одной с другой или путем ударения об отражательный экран) и впрыскивание тонкой пленки. Употребляются два способа получения тонкой пленки. Лучшим является применение центробежной форсунки, показанной на фиг. 13. Жидкость поступает в камеру форсунки через одно или несколько тангенциальных отверстий и таким образом получает вращательное движение; затем она выбрасывается через центральное отверстие, образуя завихренную конусообразную поверхность (пленку), которая быстро дробится на маленькие капельки. Другим методом получения тонкой пленки является разбрызгивание компонентов через узкие щели шириной в несколько тысячных дюйма. Сейчас мы более подробно остановимся на некоторых типах впрыскивающих систем (головок).

Один из них представляет собой головку со сталкивающимися струями, где два или более потоков заставляют сталкиваться один с другим. Типичная головка с пересекающимися струями показана на фиг. 14.

Отражательный экран тоже является простым приспособлением, имеющим, правда, ограниченное применение.

Поскольку зона горения обычно очень близко находится от головки, то в большинстве случаев помещать экран в камере сгорания нельзя, так как он быстро

сгорит. Это можно делать только при использовании топлива с низкой температурой горения (разложения); идеальным примером такого топлива является перекись водорода. В головке работающего на перекиси двигателя Де Хэвилленд «Спрайт», который показан на фиг. 15, отражательный экран располагается в специальной чаше смешения.



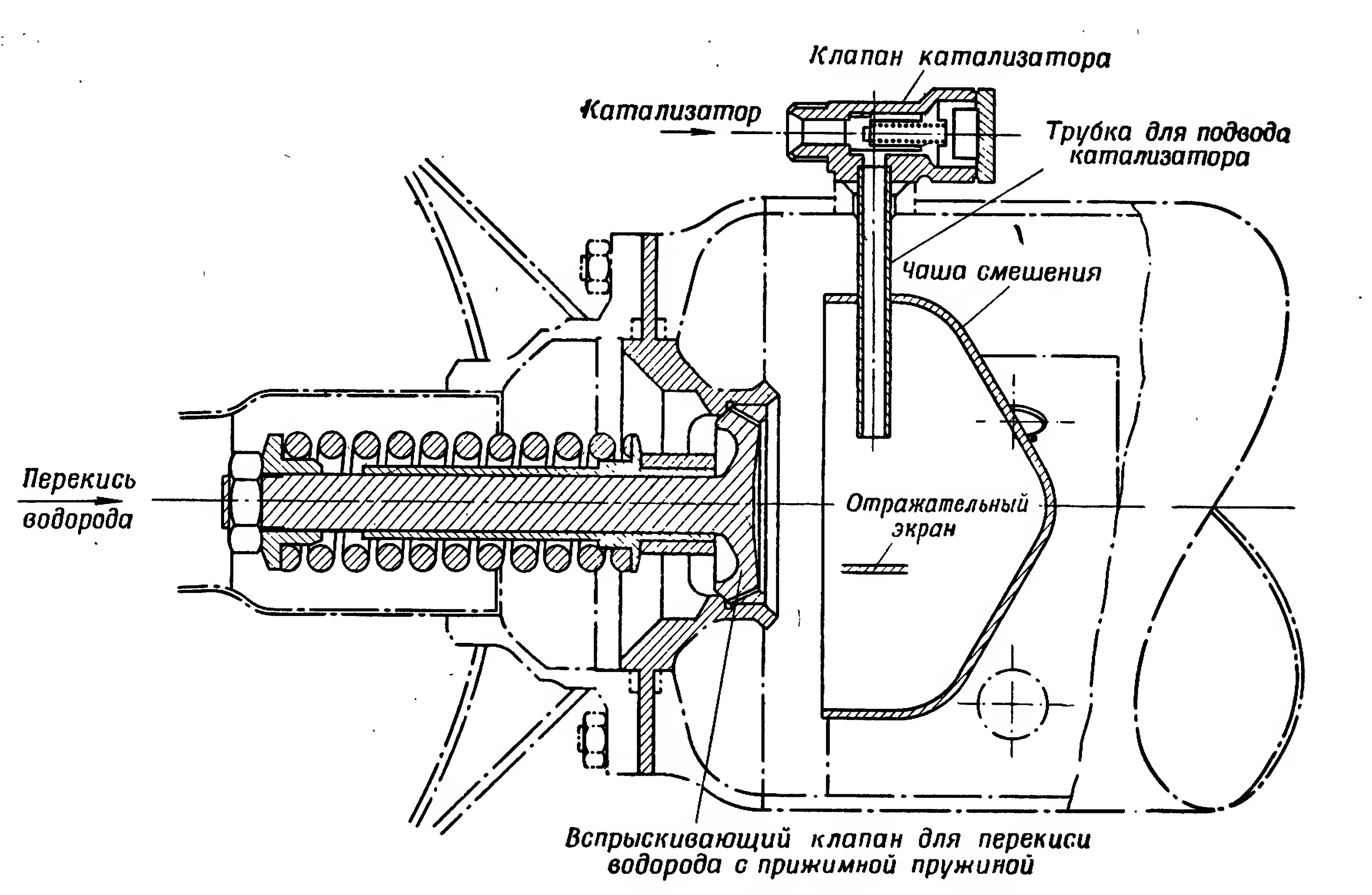
Фиг. 13. Центробежная форсунка.

Фиг. 14. Струйная головка.

Во многих головках используется сталкивание компонентов с целью увеличить степень смешения и распыления топлива независимо от того, употребляется метод завихрения или щели.

Примером головок со сталкивающимися конусами распыла компонентов является головка двигателя Вальтер 109-509, спроектированного первоначально для самолета Ме-163.

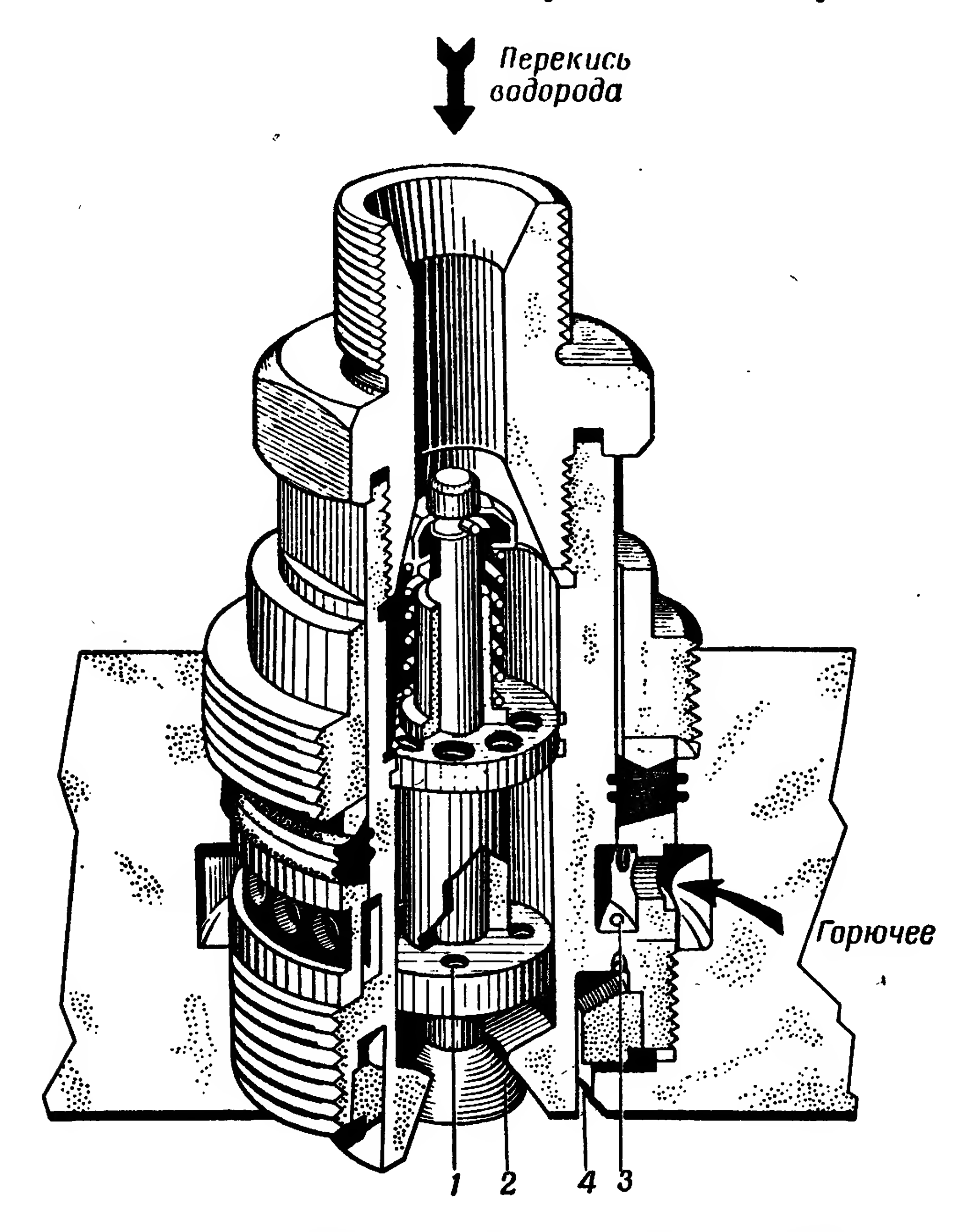
На фиг. 16 показана форсунка этого двигателя — концентрического типа с двумя завихрителями. Окислитель — в этом случае 80%-ная перекись водорода — подается через центральное входное отверстие в форсунку, завихряется посредством тангенциальных отверстий *1* и затем впрыскивается в камеру через отсечный клапан *2*, образуя полый конус распыла. Отсечный клапан не



Фиг. 15. Головка двигателя Де Хэвилленд „Спрайт“.

должен пропускать перекись водорода в камеру после того, как агрегат закрыт.

Горючее «C-Stoff» использовалось для охлаждения двигателя, после чего оно поступало в головку и затем

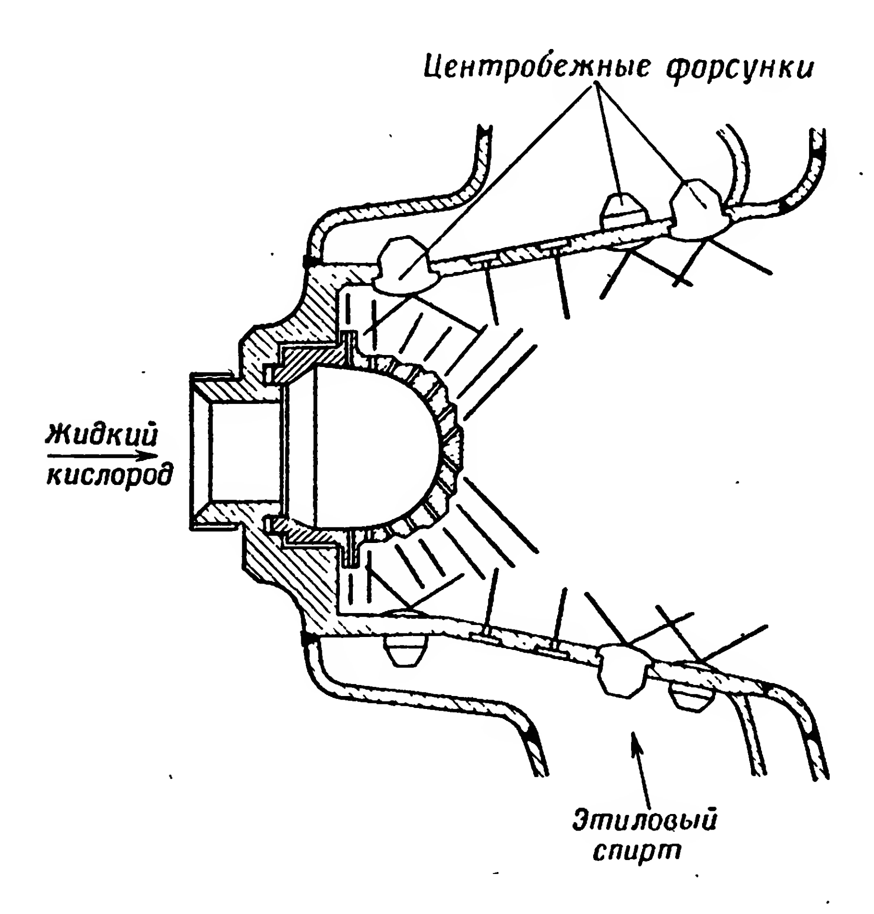


Фиг. 16. Форсунка двигателя Вальтер 109-509.

в кольцеобразный проход вокруг форсунки. Завихрение создавалось посредством тангенциальных отверстий *3* и винтового канала *4*. На двигателе 109-509 А2 употреблялось 12 таких форсунок.

Система впрыска на двигателе ракеты А-4 состояла из головок-предкамер (фиг. 17).

Компоненты были несамовоспламеняющимися (жидкий кислород и 75%-ный этиловый спирт); кислород впрыскивался через многочисленные отверстия центральной форсунки, горючее же впрыскивалось частично



Фиг. 17. Предкамера двигателя ракеты А-4.

через центробежные форсунки (с завихрителем), а частично через обычные струйные форсунки. Жидкий кислород, имеющий низкую температуру кипения, очень быстро испаряется, и сложные устройства для его распыления не требуются. Тем не менее, как это можно видеть на фиг. 17, некоторое количество жидкого кислорода распылялось и смешивалось с горючим посредством сталкивания.

Двигатель имел всего 18 таких предкамер.

Камеры сгорания [2, 3]

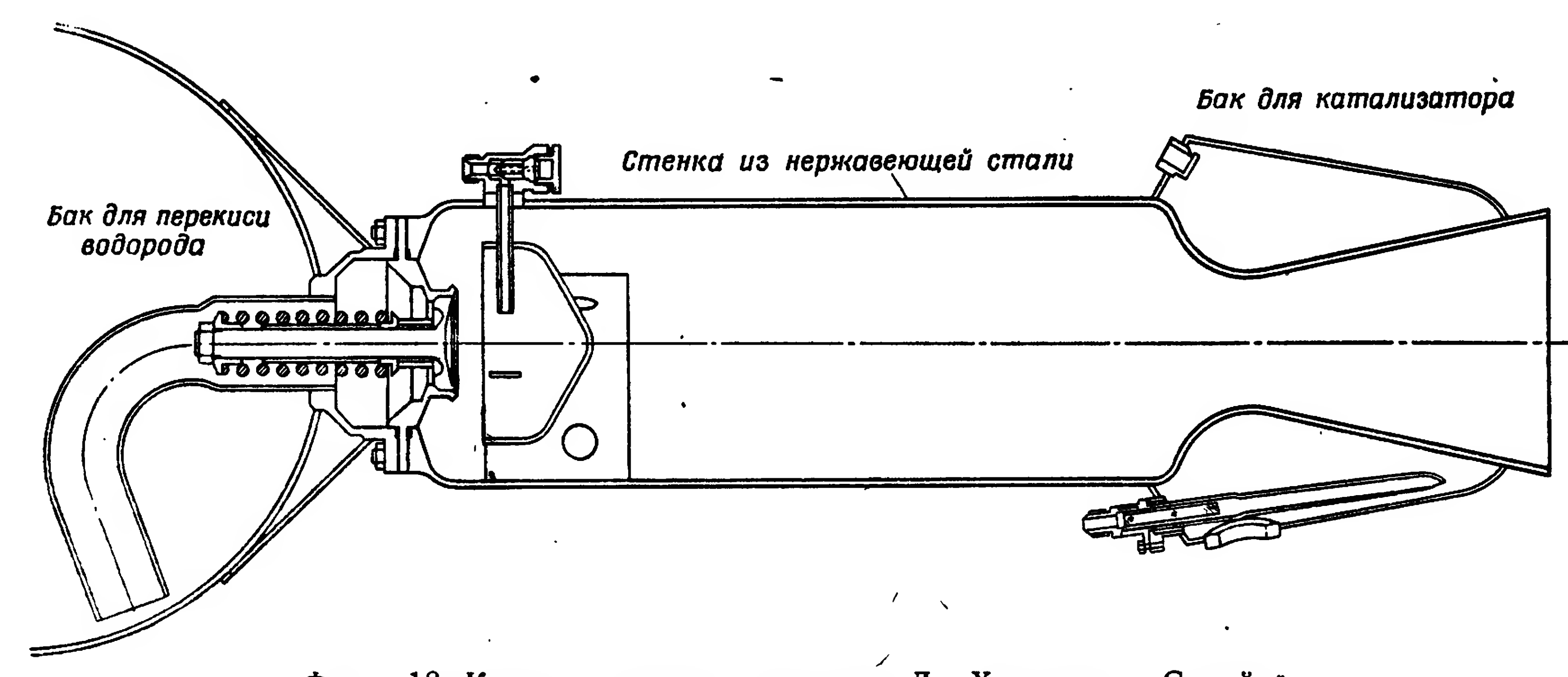
Камеры сгорания бывают в основном двух типов — охлаждаемые и неохлаждаемые.

Неохлаждаемые камеры могут быть разделены на два подтипа: работающие в условиях температурного равновесия и использующие для охлаждения принцип передачи тепла стенкой камеры. Очевидно, что неохлаждаемая камера, работающая в условиях равновесия, может выдержать только ограниченные температуры горения, так как температура внутренней стороны стенки камеры будет почти такой же, как и продуктов сгорания. Это ограничивает применение таких камер в основном температурами порядка 1000° С. Типичным примером такой камеры является показанная на фиг. 18 камера двигателя «Спрайт». Стенка из нержавеющей стали имеет толщину всего 0,16 дюйма, но легко может выдержать температуру 500° С и давление в 20 *ата*. Чтобы неохлаждаемые камеры могли выдерживать еще более высокие температуры, применяется керамическая облицовка и графитовая обкладка [4, 5]. Керамика обладает небольшой прочностью, но способна успешно противостоять действию высоких температур, а следовательно, стальная внешняя камера будет нагреваться меньше и сохранит свою прочность.

Камера сгорания двигателя «Альфа», установленная на беспилотном экспериментальном самолете фирмы «Виккерс», была именно такого типа.

Она имела керамическое покрытие, а критическое сечение сопла — графитовую обкладку. Одним из основных недостатков керамических облицовок является то, что они не противостоят тепловым напряжениям, возникающим при запуске двигателя, и, следовательно, сильно разрушаются.

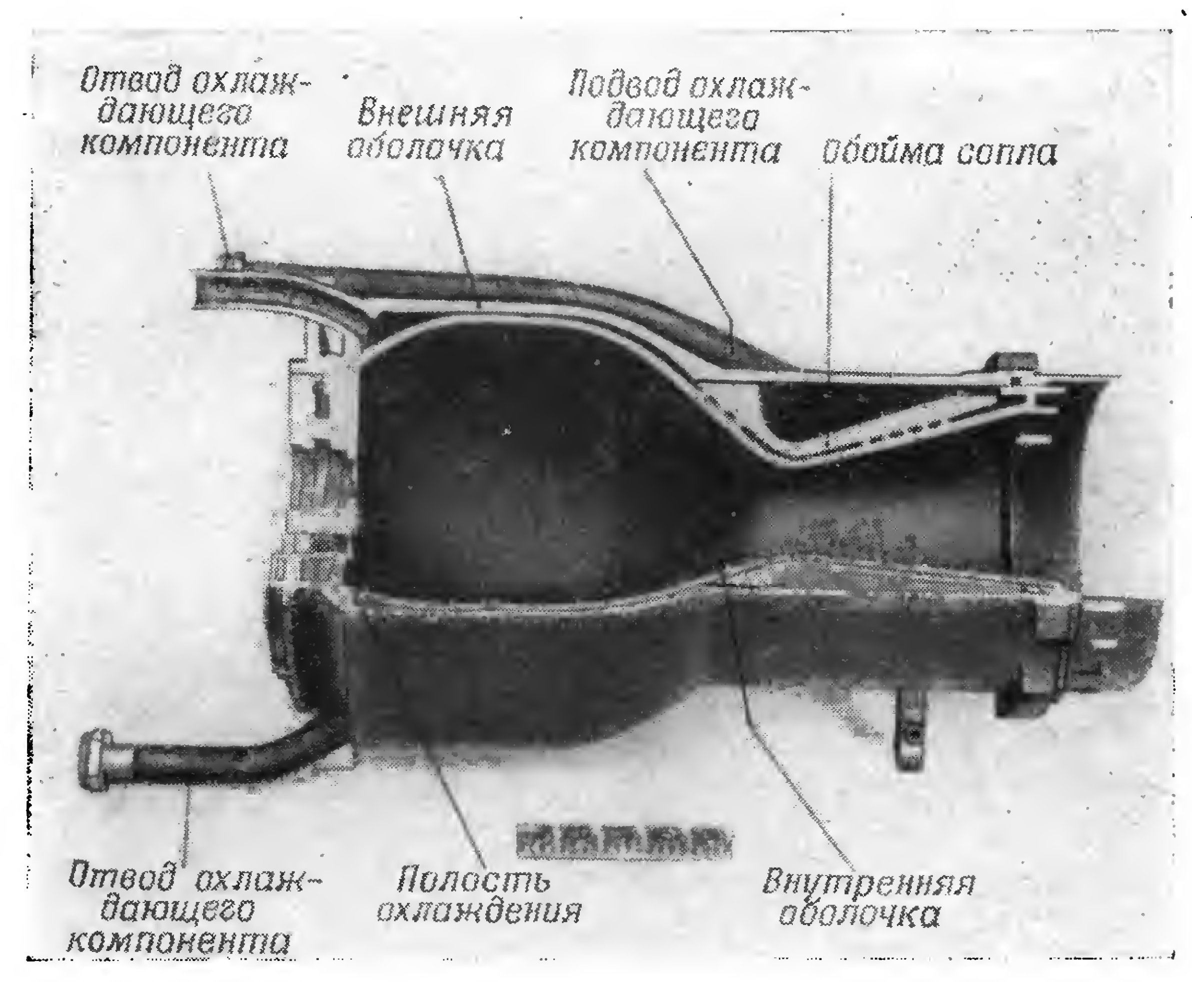
Когда охлаждение камеры основано на поглощении тепла стенкой, сопло изготовляется из материала с высокой теплопроводностью, и тепло, передаваемое стенке, поглощается металлом. Способ этот имеет свои недостатки: очевидно, что через некоторое время температура внутренней стенки достигнет температуры плавления металла. Обычно для камеры с временем горения не



Фиг. 18. Камера сгорания двигателя Де Хэвилленд „Спрайт“.

больше чем 10 сек. стенки делаются из меди, и такие двигатели особенно тяжелы.

Камерой с регенеративным охлаждением называется такая, в которой один из компонентов пропускается через рубашку охлаждения. Типичным примером такой камеры является камера двигателя Вальтер 109-509 А2, показанная на фиг. 19.



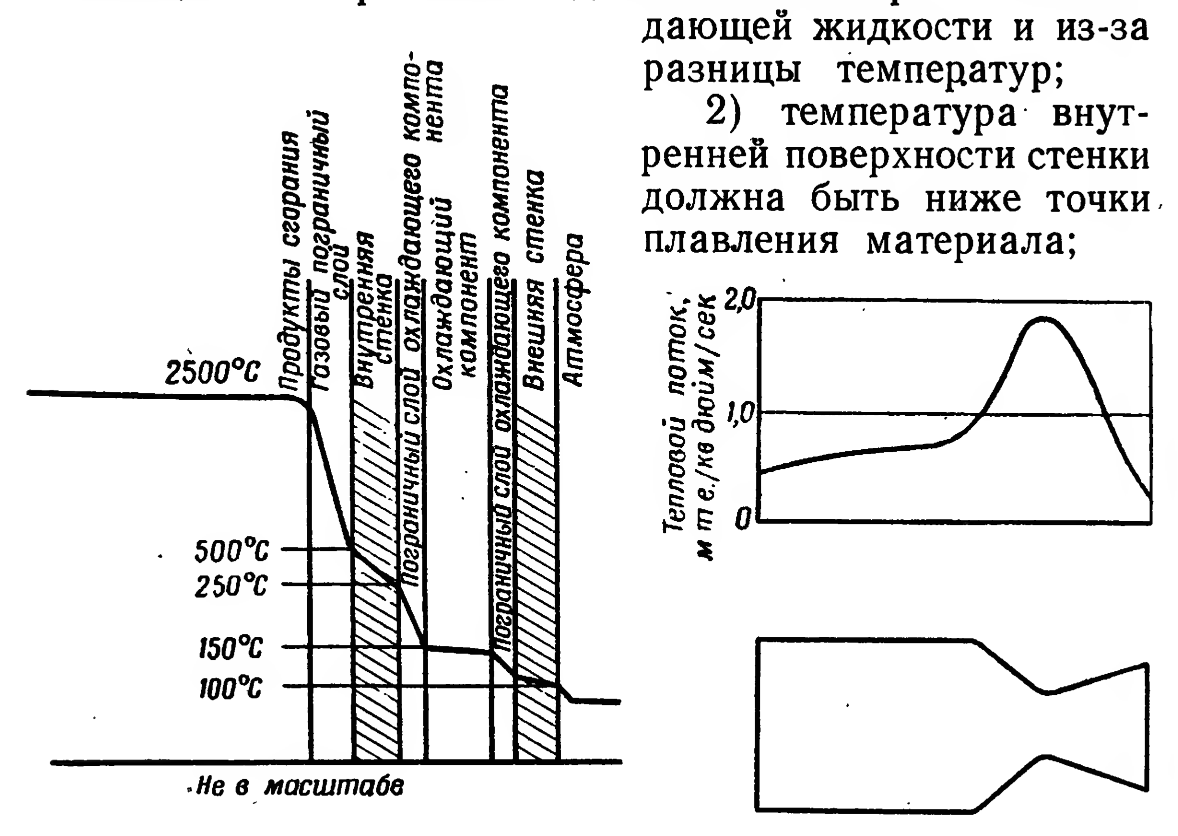
Фиг. 19. Камера сгорания двигателя Вальтер 109-509 А2.

Для охлаждения употребляется, в зависимости от ряда факторов, горючее или окислитель. Охлаждающий поток должен иметь высокую удельную теплоемкость и температуру кипения, обладать хорошей теплопроводностью и подаваться в достаточном количестве. В двигателе с компонентами азотная кислота — керосин охладителем служит азотная кислота, так как ее в четыре раза больше, чем керосина. Но в смеси жидкий кислород — керосин

в качестве охладителя приходится использовать уже керосин, хотя он и составляет лишь около 25% смеси, так как охлаждающие свойства жидкого кислорода плохие. Регенеративно охлаждающаяся камера должна отвечать следующим требованиям:

1) внутренняя стенка камеры должна быть достаточно прочной, чтобы противостоять напряжениям, возникающим из-за различных давлений в камере и в охлаждающей жидкости и из-за разницы температур;

2) температура внутренней поверхности стенки должна быть ниже точки плавления материала;



Фиг. 20. Температурные градиенты в регенеративно охлаждаемом двигателе.

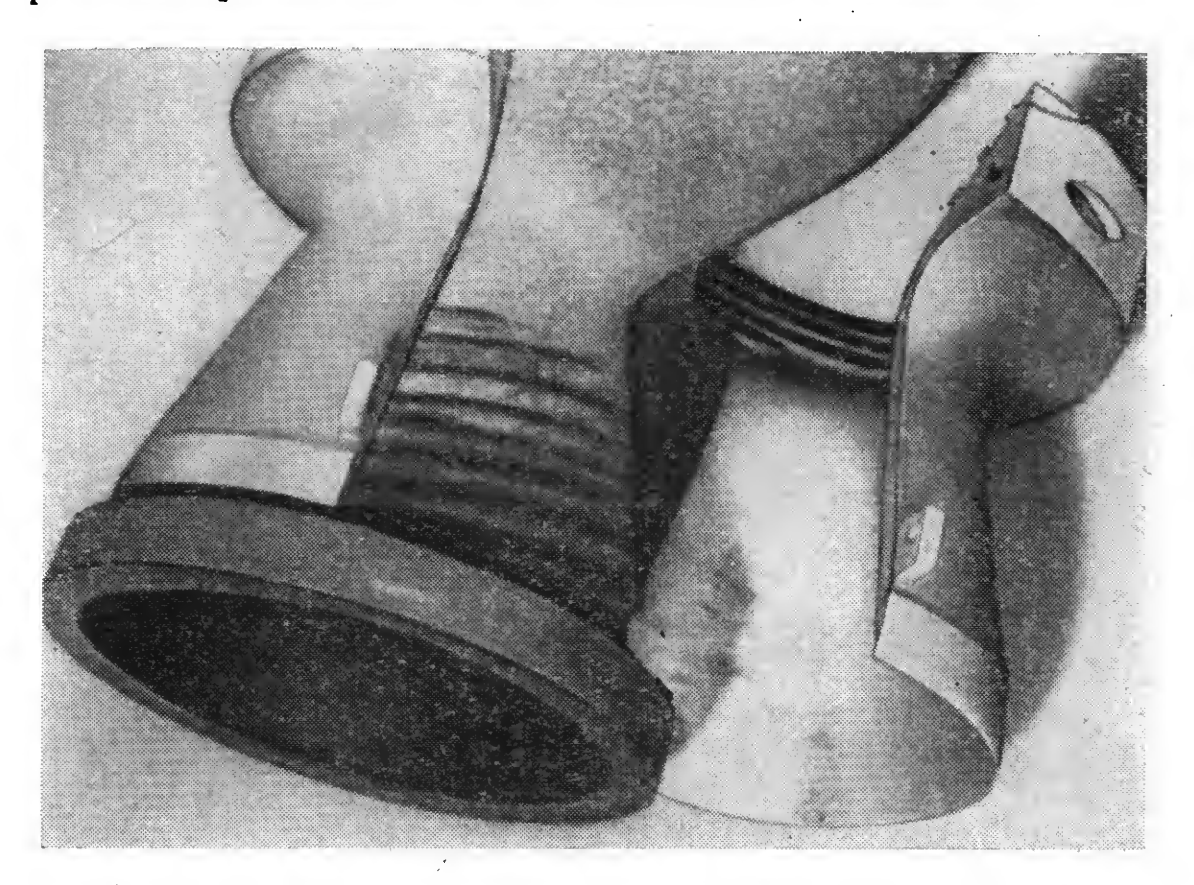
Фиг. 21. Распределение величины теплового потока вдоль охлаждаемой камеры сгорания.

3) общее количество передаваемого тепла не должно нагревать охлаждающую жидкость до температуры кипения или до температуры, при которой она разлагается;

4) температура внешней поверхности внутренней стенки должна быть, как правило, ниже температуры кипения или температуры разложения охладителя, чтобы предотвратить образование на поверхности стенки пузырьков, которые будут мешать передаче тепла.

В ракетном двигателе происходит, по крайней мере, три процесса передачи тепла [6—10]: 1) от газа к вну-

тренней поверхности стенки (конвекция), 2) через стенку (теплопроводность) и 3) от внешней поверхности стенки к охладителю (конвекция). Когда температура продуктов сгорания достаточно высока, излучение также играет роль в передаче тепла от газа к стенке.



Фиг. 22. Спиральные каналы для охлаждающей жидкости в двигателе Вальтер 109-509 А2.

Фиг. 20 показывает температурные градиенты в регенеративно охлаждаемом двигателе. На фиг. 21 показано распределение величины теплового потока вдоль камеры такого двигателя. Величина теплового потока мала и почти постоянна в той части камеры, где скорость газов не превышает несколько сот футов в секунду, но у сопла, где их скорость быстро вырастает, эта величина достигает максимума (он может быть в некоторых случаях в 6 или 7 раз больше средней величины). Высокие скорости охлаждающей жидкости часто получаются путем пропускания ее через спиральные каналы вокруг сопла, показанные на фиг. 22.

Иногда увеличение скорости охлаждающей жидкости, уменьшение толщины стенки и другие способы не дают желаемых результатов, и тогда прибегают к способу, известному под названием «пленочное охлаждение» [11, 12]. Оно заключается в том, что часть охлаждающей жидкости впрыскивают в камеру таким образом, чтобы снизить температуру пограничного слоя продуктов сгорания в наиболее опасном месте. В ракете А-4 охлаждающая жидкость впрыскивается через радиальные отверстия при очень низком перепаде давления, так что поток охладителя, вместо того чтобы проникать прямо в основной поток газов, входит только в пограничный слой. Тепло, необходимое для испарения и нагревания впрыснутой охлаждающей жидкости, значительно понижает температуру стенки. Пары охлаждающей жидкости, которые поступают в пограничный слой, также увеличивают его толщину, тем самым улучшая изоляцию стенки камеры от горячих газов. В А-4 около 12% охлаждающей жидкости впрыскивалось таким образом в камеру, причем около половины из этого количества принимало участие в реакции горения и не пропадало даром.

Выбор материалов [13, 14] для камер охлаждаемых двигателей определяется в основном их теплопроводностью. Можно подумать, что жаропрочные стали являются наиболее широко применяемым конструктивным материалом, однако это далеко не так: им часто предпочитают высококачественную мягкую сталь, так как ее высокая теплопроводность не допускает перегрева стенки камеры; кроме того, эта сталь является более дешевой.

Для самолетных двигателей, которые должны работать длительное время, часто применяются жаропрочные стали вследствие их лучшей сопротивляемости отслаиванию и коррозии.

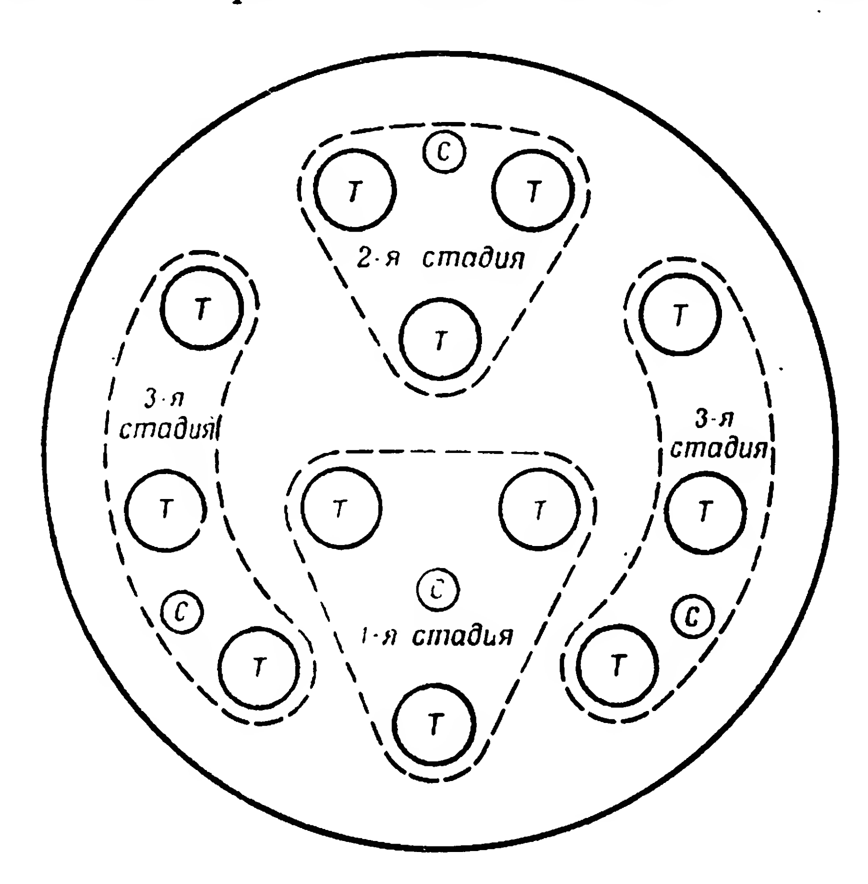
Одним из основных преимуществ самолетных двигателей, работающих на жидком топливе, перед двигателями твердого топлива является то, что тягу у них можно сделать переменной и контролируемой летчиком. Уменьшения тяги двигателя, конечно, можно добиться, сократив расход топлива, но этот способ имеет несколько недостатков. Расход топлива пропорционален квадратному корню из перепада давления на форсунках, так что, для

того чтобы сократить тягу, например, на 1/3, перепад давления на форсунке должен быть уменьшен на 1/9. Это означает, что для изменения давления в широком диапазоне или минимальный перепад давления должен быть очень низким, или максимальный перепад очень высоким. Чтобы избежать этого, можно употреблять несколько групп форсунок и вводить их в действие одну за другой. Так, например, было сделано в двигателе Вальтер 109-509 (расположение групп форсунок показано на фиг. 23). Путем введения в действие групп форсунок одной за другой тремя ступенями тяга изменялась от 450 до 3750 *фунт*. Но если сокращать таким образом давление в камере, то будет сокращаться и коэффициент расширения, в результате чего заметно ухудшатся термодинамические характеристики, особенно на малых высотах. Такого явления можно до некоторой степени избежать, применяя высокое давление в камере при полной тяге, однако это увеличивает вес двигательной установки.

Другим способом является изменение площади критического сечения сопла с целью сохранить давление в камере постоянным, а следовательно, сохранить постоянными рабочие характеристики двигателя. Этого можно достичь путем применения двигающейся иглы в сопле, как в некоторых немецких турбореактивных двигателях. И, наконец, если величина тяги не должна быть постоянной, можно применить отдельные камеры, которые будут включаться по мере надобности. Этот способ применялся в двигателях Риэкшн Моторс 6000 С-4, работавших на жидком кислороде и спирте. Как показано на фиг. 24, в нем имеются 4 камеры (каждая по 1500 *фунт* тяги), и для получения желаемой тяги можно включить любое число камер.

Доставляет много хлопот и еще продолжает оставаться во многом неясным вибрация камеры сгорания [15]. Она бывает двух видов: высокой или низкой частоты. По-видимому, существуют три причины вибраций низкой частоты, обычно равной 30 *гц*. Первой причиной является резонанс в топливных трубопроводах, на которые оказывает действие обычная беспорядочная вибрация, получающаяся при горении смеси; вторая причина — изменение

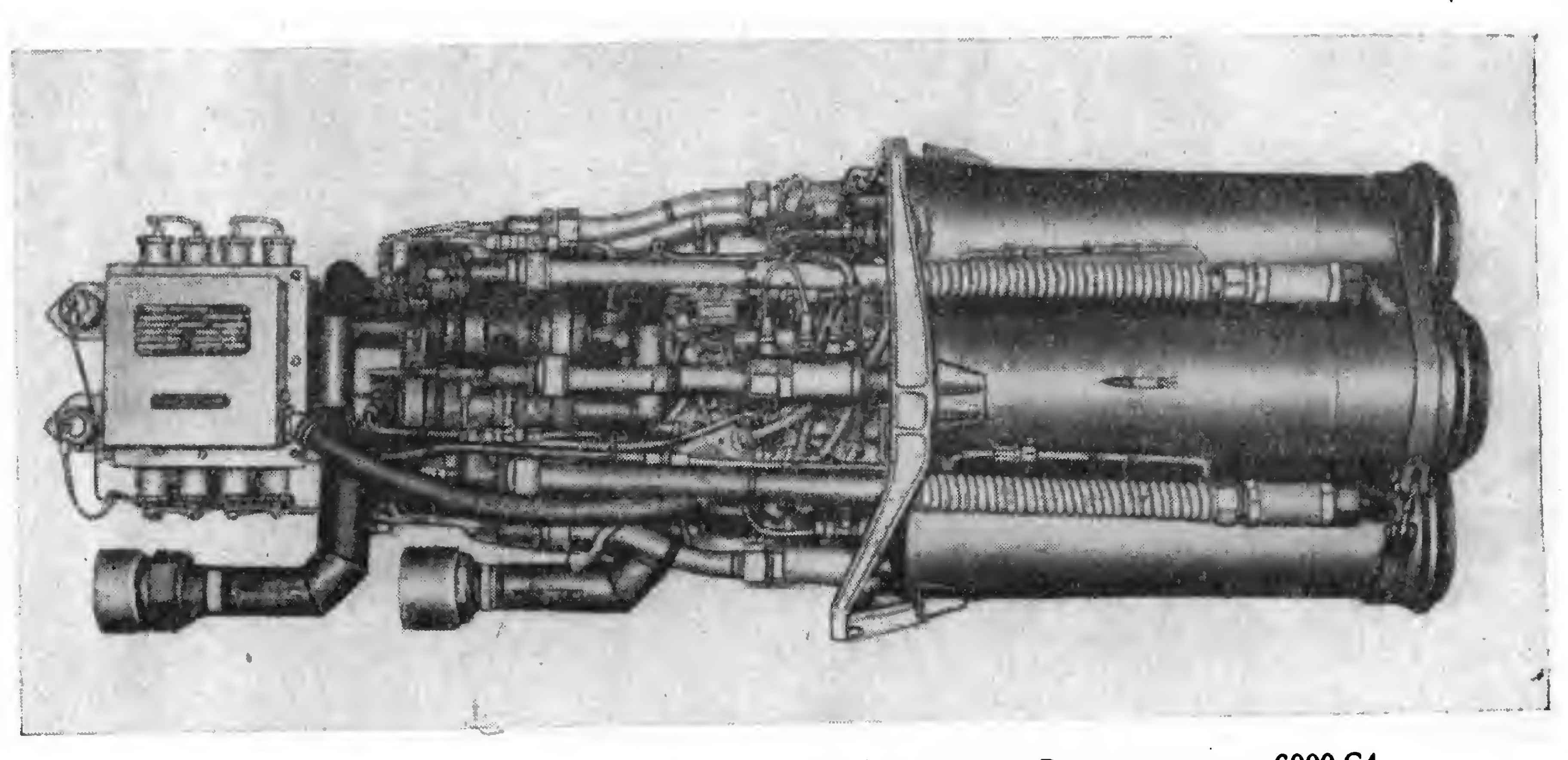
коэффициента расхода через форсунку, вызываемое изменением давления, и третья — пульсация фронта пламени. Эта последняя причина имеет большое значение при



Фиг. 23. Расположение групп форсунок в двигателе Вальтер 109-509 А2.

системе впрыска с душевой головкой (впрыскивание в различные точки без сталкивания). Вибрации высокой частоты могут объясняться резонансом самой камеры сгорания. Но какова бы ни была причина вибрации, она очень опасна, так как может привести к разрушению двигателя.

Размеры ракетного двигателя, вероятно, могут быть сколь угодно большими. Самым крупным в настоящее время является «холодный» перекисный двигатель Вальтер, дающий 110 000 *фунт* тяги, хотя Зенгер во время войны предложил двигатель с тягой 225 000 *фунт*, работающий на жидком кислороде и нефти, а двигатель ракеты А-10, который предполагалось использовать как ускоритель на модифицированной крылатой ракете А-4,



Фиг. 24. Самолетный жидкостный реактивный двигатель Риэкшн моторс 6000 С4.

должен был развивать тягу в 440 000 *фунт*. Доктор Мэйлина, ведущий американский специалист по двигателям, заявил, что в настоящее время вполне возможно построить двигатель с диаметром камеры в 12 *фут* и диаметром критического сечения сопла в 5 *фут*, способный развивать тягу в 1 000 000 *фунт*.

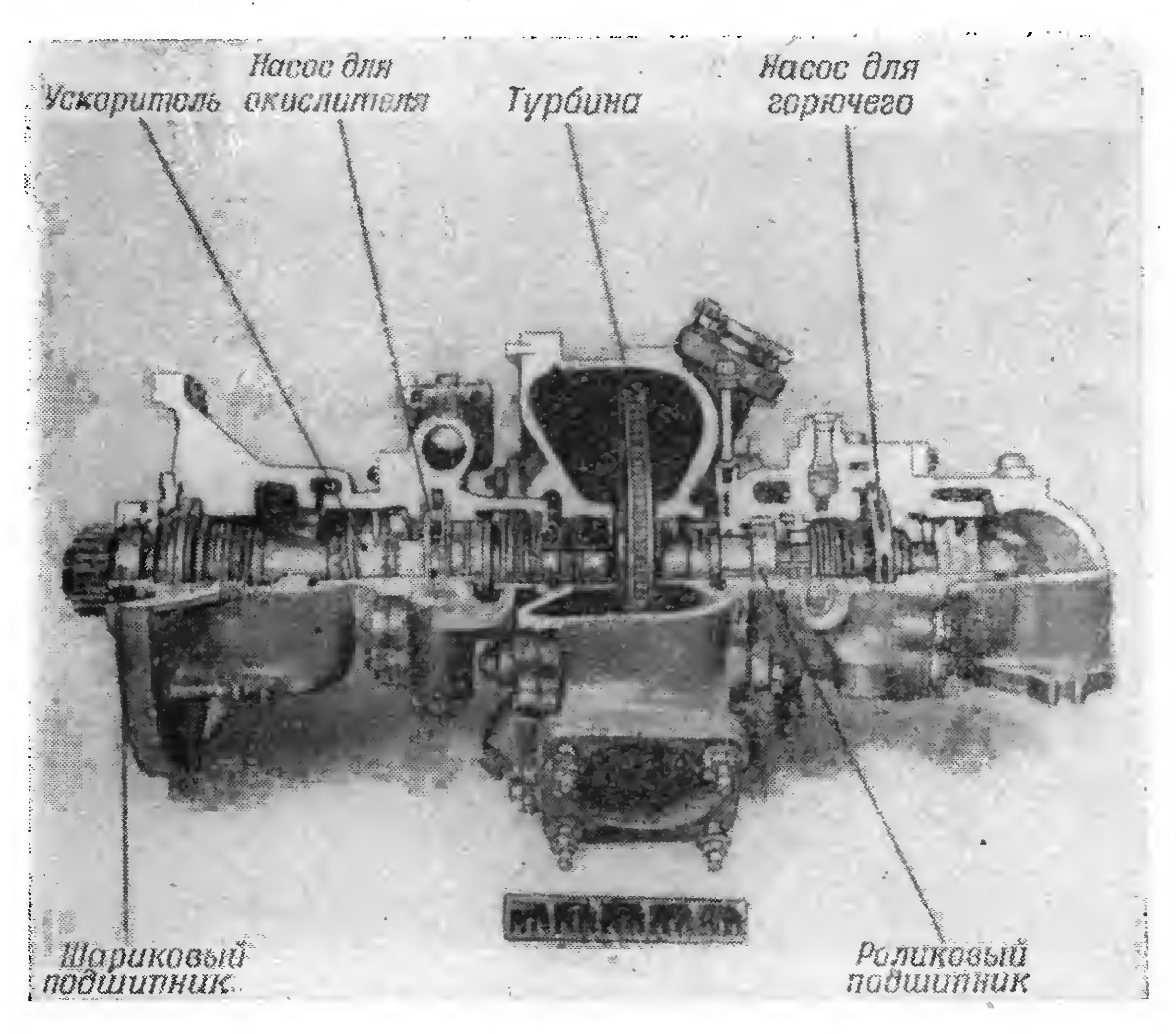
Системы подачи топлива

Применяемые системы подачи топлива описаны в гл. V, так что здесь будут рассматриваться лишь отдельные составные части этих систем и те их особенности, которым приходится уделять особое внимание при проектировании.

Из двух методов вытеснения топлива газом (с помощью хранящегося в баллонах и вырабатываемого газа) второй является гораздо более сложным. Получаемые газы должны иметь довольно низкую температуру, не вызывать коррозии, не вступать в реакцию с компонентами топлива. Если перекись водорода употребляется как окислитель, то в этом случае получение генераторного газа не представляет трудностей; однако этот способ используется не часто, так как при охлаждении такого газа из него выделяется вода. Одним из наиболее удовлетворительных способов является применение для производства газа твердого топлива, например кордита или какого-нибудь другого пороха.

В турбонасосных агрегатах [16] обычно используются высокооборотные одно- или двухступенчатые турбины, сидящие на одном валу с центробежными насосами. Примером может служить турбонасосный агрегат двигателя Вальтер 109-509 А2, показанный на фиг. 25. Основная проблема, которую нужно разрешить при конструировании, — это найти компромиссное решение между мощностью, весом и стоимостью агрегата. В двигателе Вальтер 109-509 А2 турбинное колесо было сделано, как у обычной паровой турбины. Турбинный диск и вал представляли собой единую деталь из высокосортной стали, рабочие лопатки были закрыты кожухом, и поток поступал к лопаткам через единственное сопло. Турбинный вал вращался на двух опорах; одной из них служил

роликовый подшипник, помещавшийся между турбиной и бензопомпой, а другой — шариковый подшипник на самом конце вала за окислительным насосом.



Фиг. 25. Турбонасосный агрегат WK9B двигателя Вальтер 109-509 А2.

Насосы тоже должны проектироваться с учетом веса, простоты и стоимости. Так как турбина является источником высоких скоростей, то насосы обычно выбираются с вращающимся диском [17], способные работать на больших оборотах. Максимальное число оборотов турбонасосного агрегата двигателя 109-509 А2 составляло 16 000 об/мин, а мощность, развиваемая турбиной, равнялась 120 *л. с.*

С целью экономии веса обычно пользуются только одноступенчатыми турбинами, а так как за насосом

необходимо получить большое давление (часто свыше 500 *фунт/кв. дюйм* избыт.), то невозможно применять такие ротационные насосы, как шестеренчатый и винтовой, где трудно устранить перетекание между выходным и входным отверстиями.



Фиг. 26. Закрытая крыльчатка турбонасосного агрегата WK9B.

Единственным видом насоса, который может удовлетворить этим требованиям, является центробежный насос. На двигателе Вальтер употребляли обычные закрытые крыльчатки, одна из которых показана на фиг. 26.

Избежать кавитации у входного отверстия довольно трудно; в двигателе Вальтер это достигалось путем применения винтообразной подкачивающей помпы, которая создавала давление в несколько атмосфер на входе у основного насоса. Иногда для этой же цели в топливных баках создается небольшое давление — обычно не больше 10—20 *фунт/кв. дюйм.*

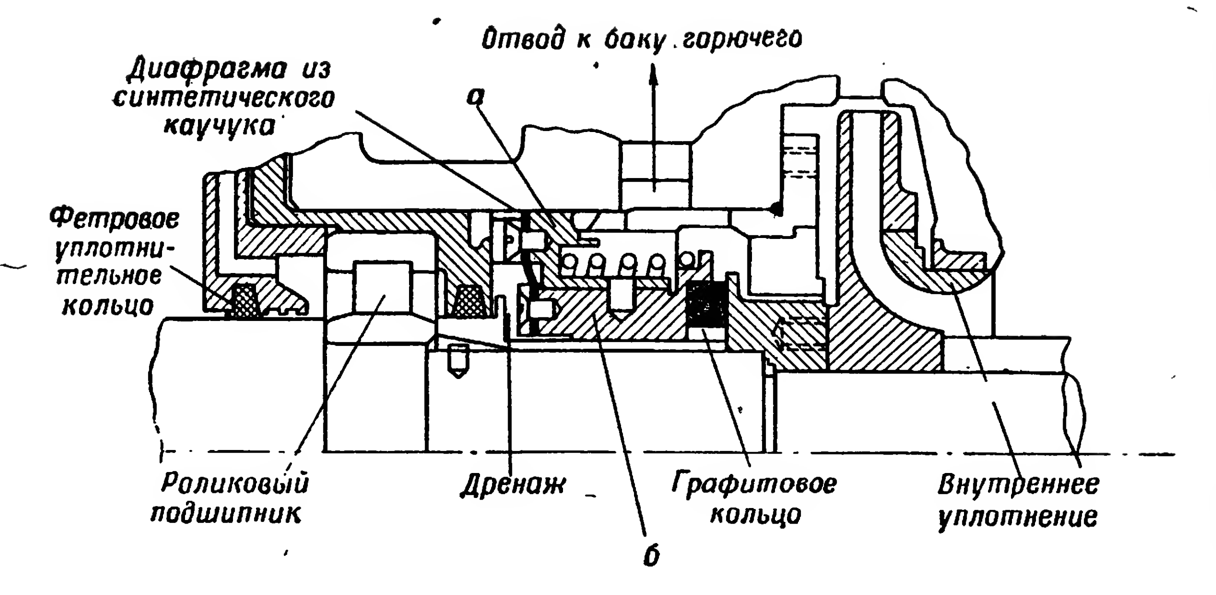
Нередко основную трудность в турбонасосном агрегате представляет уплотнение. Очень важно предотвратить утечки, особенно когда топливная смесь состоит из таких жидкостей, как азотная кислота или перекись водорода. Когда применяются самовоспламеняющиеся компоненты, опасность еще более увеличивается. Конструктивные меры против просачивания, принятые в турбонасосном агрегате двигателя Вальтер, можно видеть на фиг. 25. Уплотнение между насосом, подающим горючее, и роликовым подшипником показано более детально на фиг. 27. Цилиндр *а* был прикреплен к корпусу турбины; внутри этого корпуса скользил другой цилиндр *б*, на одном конце которого находилось графитовое кольцо. Оно прижималось к вращающейся крыльчатке посредством пружины и не допускало просачивания горючего по валу. Все просачивающееся за этот узел горючее (8% от общего количества проходящей через насос жидкости) возвращалось в бак. Диафрагма из синтетического каучука предотвращала просачивание между двумя цилиндрами.

Однако несмотря на все эти предосторожности, небольшая утечка все же происходила, и эта жидкость выпускалась в атмосферу. Пар не мог просачиваться в насос из-за разъемных графитовых колец, удерживаемых на валу посредством пружин.

Концентрированная перекись водорода настолько удобна для получения пара для турбины, что часто употребляется даже в тех случаях, когда для основного двигателя применяется другой окислитель. Это, по-видимому, будет продолжаться еще некоторое время, поскольку другие предложенные системы более сложны. Перекись водорода может быть разложена твердым или жидким катализатором. В системах, где перекись водорода не является одним из основных компонентов, она обычно находится в отдельном герметизированном баке. Такая система применялась в ракете А-4 и подробно описана в гл. V.

Твердый катализатор применяется довольно часто; он очень удобен, так как может помещаться в самой камере парогазогенератора. Подобная система использовалась в двигателе Вальтер 109-509 А2 и показана на фиг. 28.

Перекись водорода подавалась насосом к основным форсункам и распылялась в корпусе генератора, в кото-



Фиг. 27. Уплотнение между турбиной и насосом для горючего в турбонасосном агрегате WK9B.

Фиг. 28. Парогазогенератор двигателя Вальтер 109-509 А2.

ром находился катализатор. При запуске, когда перекись водорода не находилась под давлением, она в необходимом количестве поступала в генератор самотеком. Когда открывался пусковой клапан, перекись водорода подавалась к пусковым форсункам, представлявшим собой целый ряд радиальных отверстий. Как только турбонасосный агрегат набирал обороты, пусковой клапан автоматически закрывался и пусковой бак наполнялся снова.

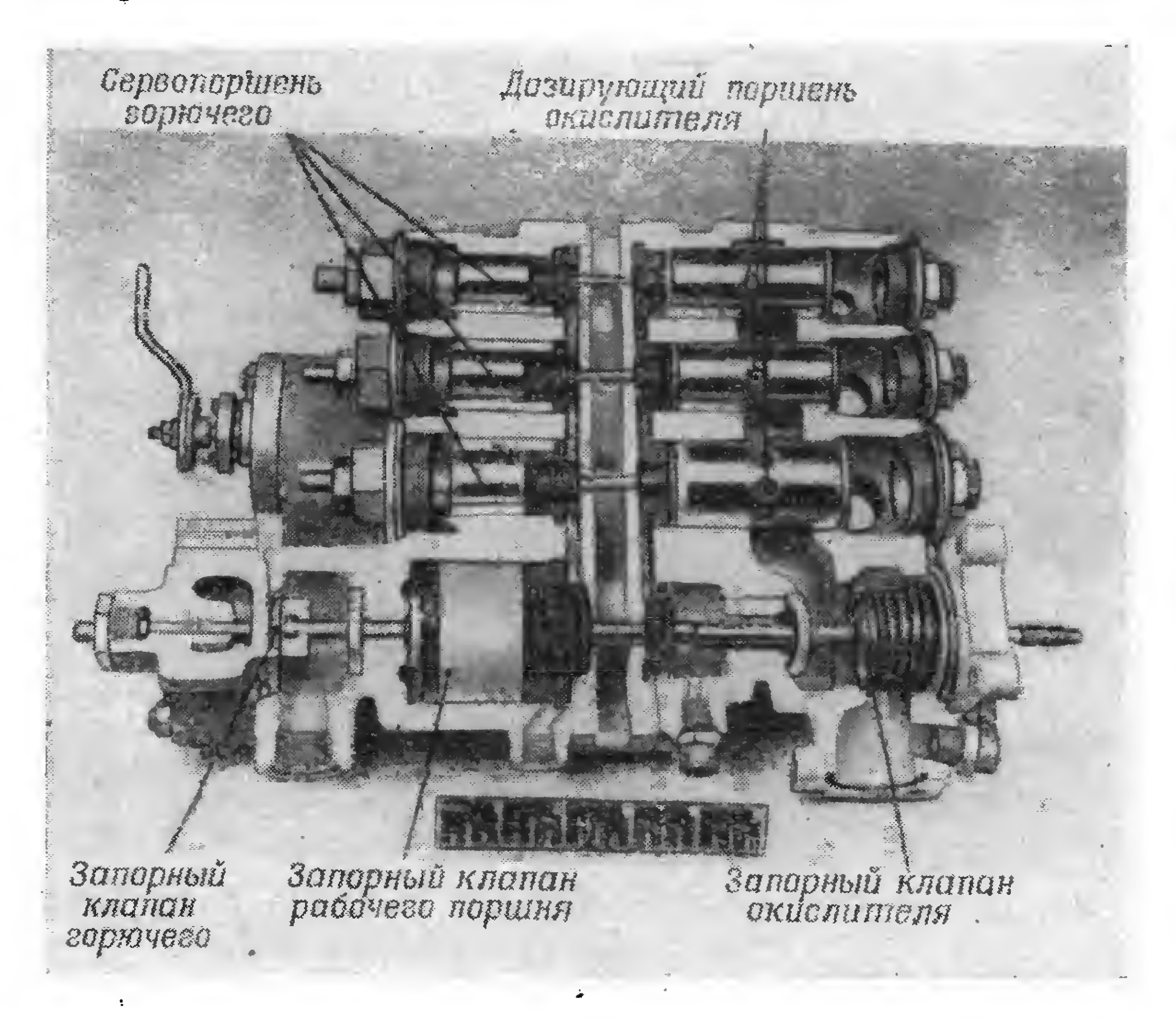
Получение нужного катализатора — трудная проблема; он должен быстро разлагать перекись водорода, долго сохранять свою активность и не крошиться. Это последнее свойство является особенно важным, так как вытекающий из генератора с большой скоростью пар может раскрошить катализатор и его частички попадут в турбину. Некоторые из лучших твердых катализаторов, применяемых немцами, представляли собой пористый фарфор, пропитанный раствором перманганата кальция и хромовокислого калия. В том случае, когда перекись водорода не являлась окислителем, основное топливо сжигалось в отдельной камере с целью получения рабочего газа для турбины, а для получения газа низкой температуры использовалась смесь с избытком горючего.

Клапаны [18]

Изготовление хорошего клапана является настоящим искусством; особенно это относится к ракетным двигателям, где малейшее просачивание может привести к аварии.

В двигательных установках применяются различные вещества, начиная от безвредных газов, таких, как азот или воздух, до кипящих и коррозийных жидкостей вроде жидкого кислорода или азотной кислоты. Рабочие температуры также меняются в больших пределах: от —183 для жидкого кислорода до нескольких сот градусов для турбинных газов. Обычно в ракетных двигателях используются запорные, дроссельные, невозвратные и редукционные клапаны. Рабочие условия могут быть весьма жесткими: переход из полностью закрытого состояния в полностью открытое должен совершаться в течение 10 или 20 *мсек*. Как и для других составных частей двигателя,

нужно стремиться к снижению веса и стоимости, однако при этом не следует забывать, что выполнение каналов должно быть очень чистым, чтобы свести к минимуму потери давления.



Фиг. 29. Основной контрольный клапан двигателя Вальтер 109—509 А2.

Запорные клапаны применяются довольно часто. Простейшим из них является разрывная мембрана, представляющая собой расположенный поперек трубы диск, который перекрывает движение потока. Когда давление в трубопроводе достигает определенной величины, мембрана разрушается и поток проходит. Эта система применима для двигателей одноразового действия и часто употребляется в ракетах.

Клапаны, регулирующие подачу основных компонентов, обычно имеют большую площадь вследствие

больших расходов и нуждаются в значительных рабочих нагрузках. Чтобы получить эти нагрузки, например при использовании соленоидных клапанов, приходится утяжелять клапаны и увеличивать расход тока. Так как на двигателях обычно имеется источник газа высокого давления, можно использовать и пневматически действующие клапаны. Лишь клапаны, подающие рабочий газ, должны иметь небольшие размеры; они могут быть поршневого или анероидного типа. Далее, часто необходимо обеспечить, чтобы компоненты поступали в камеру двигателя вместе или в определенной последовательности. Для этой цели используют спаренные клапаны. Они состоят из двух клапанов, которые открываются третьим, воздушным, клапаном посредством траверсы. Траверса, установленная соответствующим образом, может открыть один клапан раньше другого. У двигателя с переменной тягой необходимо иметь специальные контрольные клапаны для дросселирования расхода топлива. Они могут оказаться очень сложными, как например вращающийся золотниковый клапан и система балансирования давления, использованные в двигателе Вальтер 109-509 А2 (фиг. 29).

Глава V

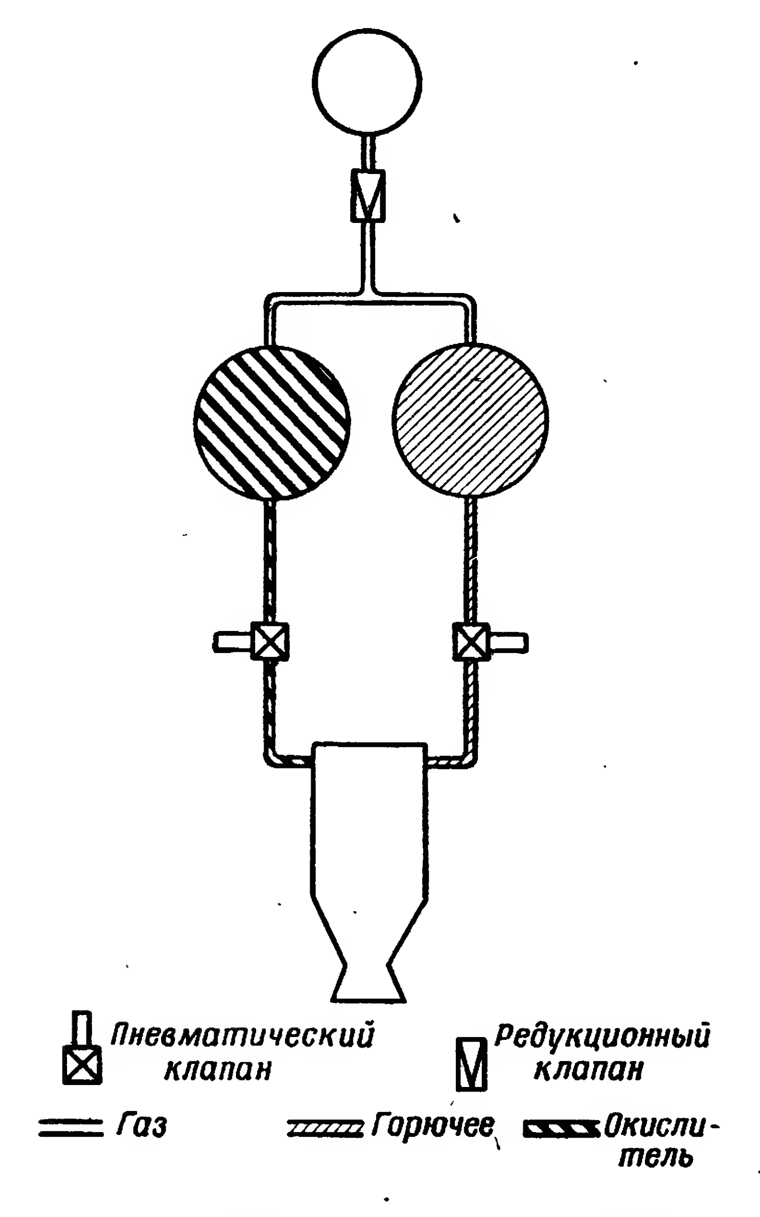
ДВИГАТЕЛИ, РАБОТАЮЩИЕ НА ЖИДКОМ ТОПЛИВЕ. ОСНОВНЫЕ СИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

Эта глава посвящена целиком описанию устройства ракетных двигателей и их работы. Две основные схемы ракетных двигателей на жидком топливе приведены на фиг. 30 и 31. На фиг. 30 показан более простой двигатель, в котором топливо в баках находится под давлением газа, такого, как азот или воздух. Этот газ вытесняет топливо, и оно поступает в камеру сгорания. Сам газ хранится в баллонах, сжатый до высокого давления (около 3000 *фунт/кв. дюйм*), которое затем снижается до рабочего; последнее обычно колеблется от 400 до 800 *фунт/кв.дюйм.*

В некоторых системах газ высокого давления получается от сжигания самого топлива, медленно горящего заряда кордита или даже путем отбора газов из камеры сгорания. Этот последний способ влечет за собой применение дополнительных специальных клапанов, а следовательно, увеличение веса.

Турбонасосная система [1] в ее простейшем виде показана на фиг. 31. Парогазогенератор подает газ к турбине, и два насоса, сидящие на одном валу с турбиной, нагнетают топливо. Газ может быть получен в парогазогенераторе из топлива, специальных жидкостей, например перекиси водорода, или медленно горящего заряда пороха; может также производиться отбор продуктов сгорания прямо из камеры. Предлагали даже поместить колесо турбины прямо в поток продуктов сгорания. Два типа систем с турбонасосными агрегатами показаны на фиг. 31 и 32. Они имеют то преимущество, что турбонасосные агрегаты могут быть помещены на любом расстоянии от камеры, а значит и близко к топливным бакам, тем самым уменьшая потери давления в турбопро-

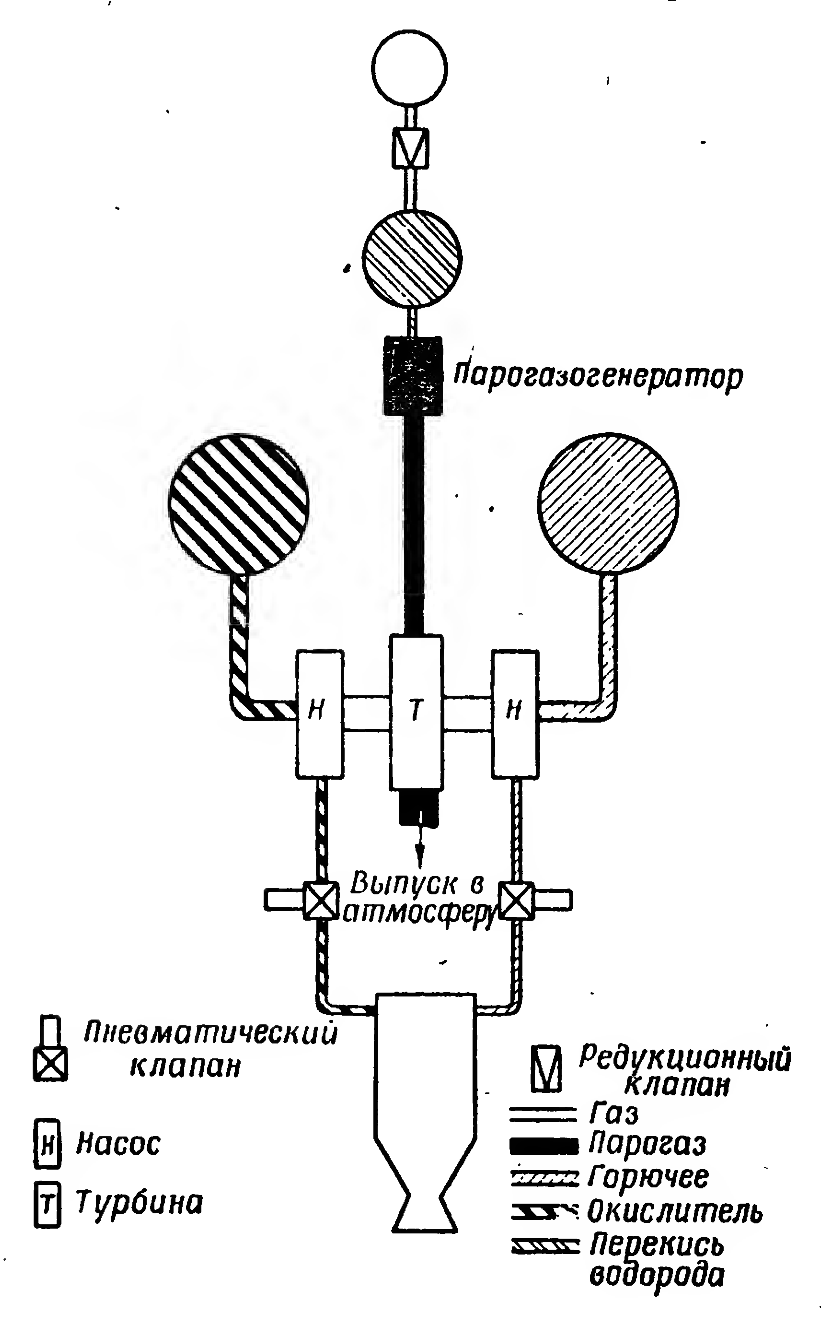
водах и давая возможность иметь низкое давление в баках, которое необходимо для устранения кавитации на входе в насосы.



Фиг. 30. Схема жидкостного реактивного двигателя с баллонной системой подачи топлива.

Все описанные выше системы страдают одним недостатком — они потребляют значительное количество топлива и снижают тем самым коэффициент полезного действия двигателя, или, другими словами, сокращают удельную тягу. Например, удельная тяга авиационного двигателя

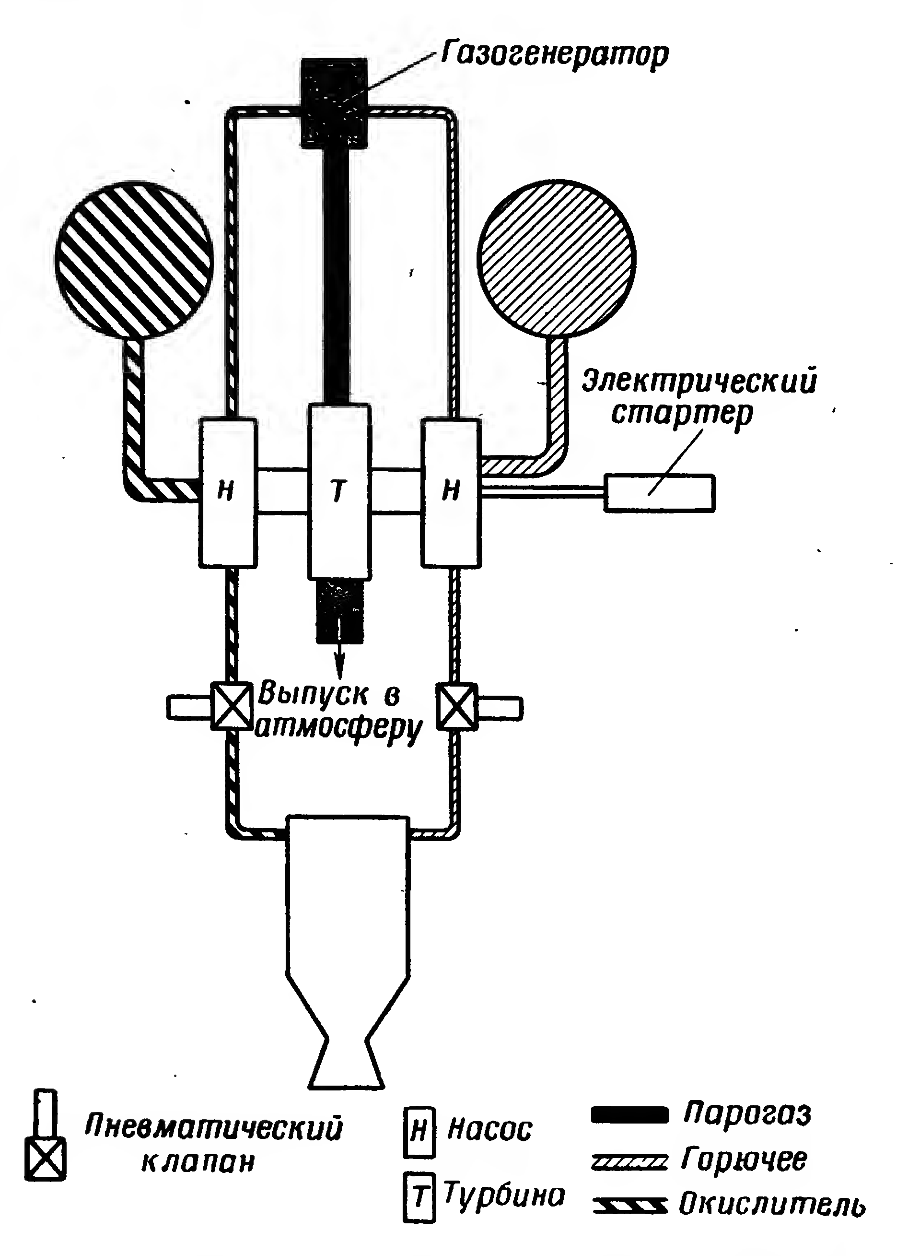
HWK 109-509 A2 снижалась на 5%, если к расходу двигателем основного топлива добавлялся расход топлива,



Фиг. 31. Схема жидкостного реактивного двигателя с турбонасосной системой подачи топлива, питаемой от парогазогенератора.

необходимый для работы турбонасосного агрегата. Парогаз для приведения в действие турбины получается из основного топлива или перекиси. Можно получить значительную экономию топлива путем подачи парогаза после

турбины в камеру, где он может быть сожжен вместе с основными компонентами [1].



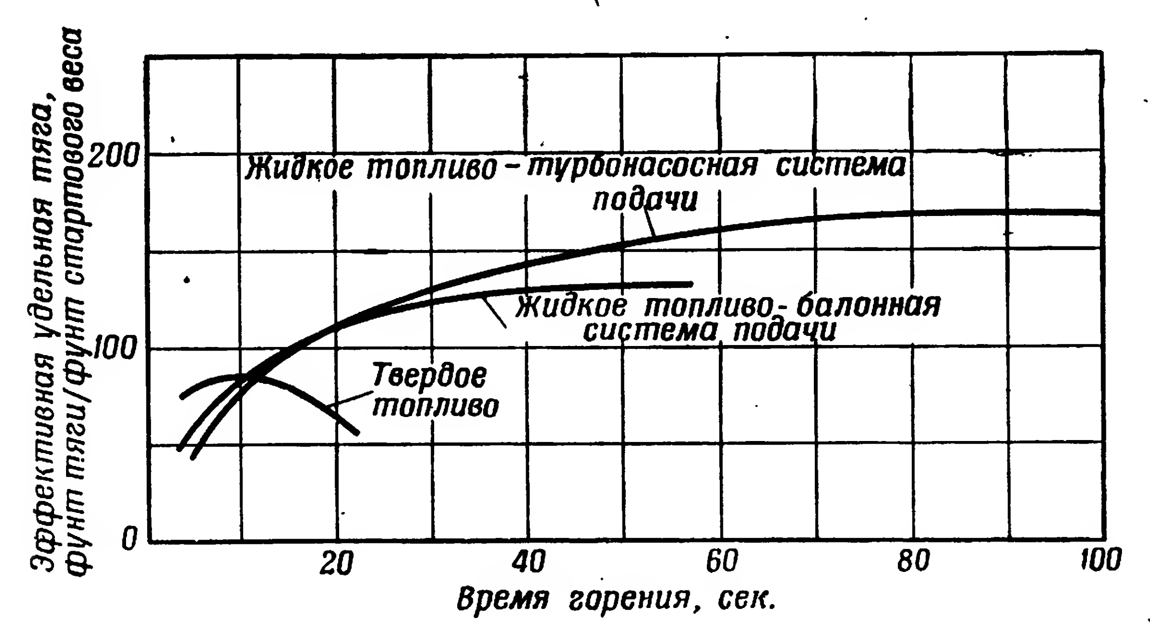
Фиг. 32. Схема жидкостного реактивного двигателя с турбонасосной системой подачи топлива, питаемой от работающего на основных компонентах газогенератора.

Любая из систем, приведенных на фиг. 31 и 32, может быть переоборудована в систему с дожиганием. Конечно,

[1] Возможность дожигания парогаза в камере после использования объясняется тем, что парогаз получается обычно при сжигании смеси с большим избытком горючего, для того чтобы его температура была допустимой для турбины. — *Прим. ред.*

это влечет за собой применение более высоких давлений в парогазогенераторе.

В большинстве других тепловых двигателей расход горючего сравнительно низок, и их системы подачи очень небольшие и легкие по сравнению с остальными агрегатами. В ракетных же двигателях расход топлива так высок, что система питания составляет довольно большой процент от общего веса двигателя, и снизить этот



Фиг. 33. Зависимость эффективной удельной тяги от времени горения топлива (работы двигателя).

процент очень трудно. Кривые на фиг. 33 дают общее представление о том, какую систему подачи наиболее целесообразно применять для получения максимальной величины эффективной удельной тяги.

Определение эффективной удельной тяги производилось по формуле

$$\text{Эффективная удельная тяга} = \frac{\text{Суммарный импульс}}{\text{Вес топлива} + \text{сухой вес установки}}.$$

Суммарный импульс равняется средней величине тяги, умноженной на время работы, сухой вес включает вес баков. Таким образом, эффективная удельная тяга является скорее критерием для оценки ракетного двигателя в целом, а не только применяемого в нем топлива.

Кривые относятся к двигателю с тягой 5000 *фунт*. Кривая для двигателя с твердым топливом приведена для сравнения. Можно видеть, что ракетный двигатель, работающий на жидком топливе, обладает лучшими данными при времени работы от 10 сек. и выше. Установки с баллонной системой подачи имеют лучшие характеристики, если они работают в течение 10—30 сек.; при большем времени работы лучше применить турбонасосную систему. Так как конструктивное выполнение схем все время изменяется, эти кривые нуждаются в постоянном исправлении. Надо сказать, что, хотя они очень полезны для предварительного анализа, к каждому двигателю нужен индивидуальный подход. Например, в летательном снаряде турбонасосная система может дать высокую эффективную удельную тягу, и все же не исключена возможность, что будет использована схема с баллонной системой подачи топлива вследствие ее более низкой стоимости.

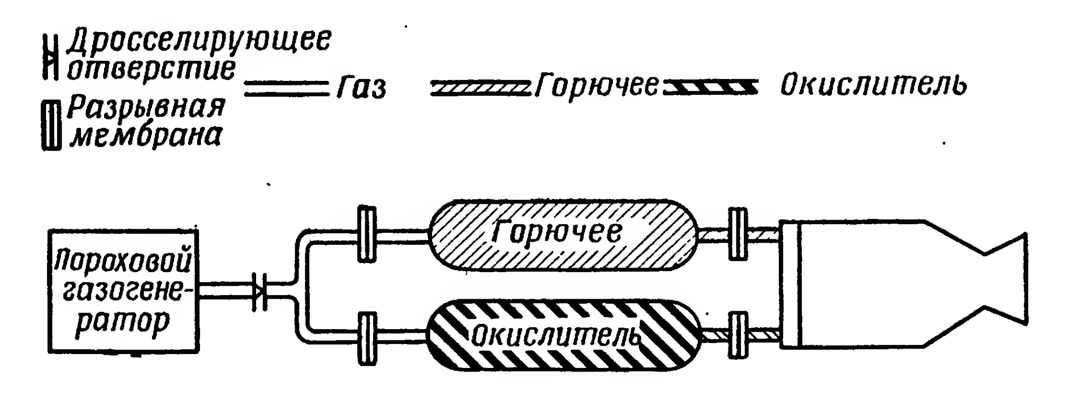
Хотя в принципе ракетный двигатель является простым, он, как было показано, имеет тенденцию к усложнению за счет различных контрольных и регулирующих устройств и другого сложного оборудования. В ракетных двигателях основная задача таких устройств заключается в контроле и регулировании больших расходов, и поэтому количество клапанов в рабочем двигателе постоянно растет: например, в двигателе А-4 применялось 33 клапана 19 различных конструкций. Пуск, зажигание и отсечка таких больших расходов являются нелегким делом. Было предложено и осуществлено много остроумных решений с целью предотвратить разрушение трубопроводов и камеры сгорания, которое могло произойти во время этих операций.

Чтобы не рассматривать все эти устройства оторванно от работы двигателя, остальная часть данной главы посвящена описанию ракетных двигателей, которые были созданы и работали. Таким образом, нам будет легко проследить взаимодействие отдельных агрегатов. Вообще говоря, ракетные двигатели одноразового действия гораздо проще, например, ракетных двигателей для самолетов, где требуется довольно большой ресурс, причем это относится не только к общей схеме, но и к агрегатам,

узлам и деталям установки. Так, вместо сложных пневматических клапанов в двигателях одноразового действия применяются разрывные мембраны.

«Тайфун»

Одним из самых простых ракетных двигателей, работающих на жидком топливе, до сих пор остается немецкий зенитный реактивный снаряд периода второй мировой войны «Тайфун» (фиг. 34). Медленно горящий кордитный заряд помещался в стальной камере в передней



Фиг. 34. Схема двигателя немецкого зенитного реактивного снаряда „Тайфун".

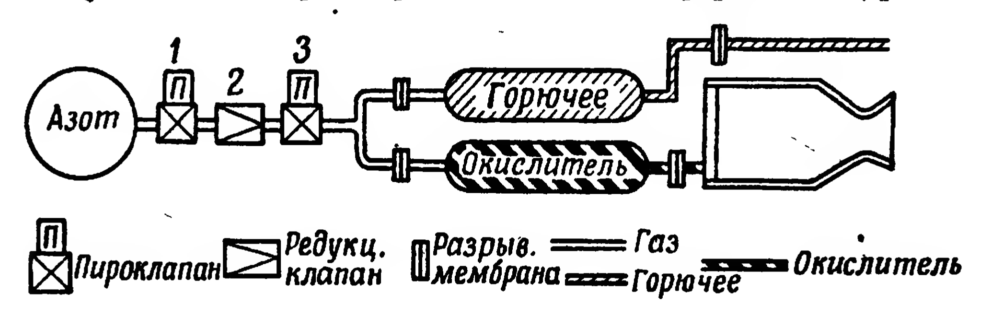
части снаряда. Газы проходили через дроссель к двум концентрически расположенным бакам, причем внешний бак являлся стенкой снаряда. Из баков топливо проходило прямо через головку в камеру сгорания, стенка которой также являлась оболочкой снаряда. Контроль расхода осуществлялся исключительно путем дросселирования у выходного отверстия порохового газогенератора и отверстиями в головке. Топливо состояло из окислителя «сальбей» [1] и горючего «визоль» [2], которые изолировались от камеры при помощи разрывных мембран. Когда за́ряд кордита начинал гореть и давление повышалось, мембраны разрывались и самовоспламеняющееся топливо поступало в камеру. Схема двигателя была очень простой из-за малого времени горения — всего 2,5 сек. За это

[1] Условное название 98—100%-ной азотной кислоты.
[2] Горючее, представляющее собой один из виниловых эфиров.

время не успевало установиться равновесное протекание рабочего процесса и, стало быть, не требовались жаростойкие материалы.

«Вассерфаль»

Для неуправляемого реактивного зенитного снаряда вроде «Тайфуна» эта упрощенная схема и конструкция является наилучшей, так как контроль тяги не является необходимым и ускорение обычно происходит только вдоль продольной оси. Но очень похожая на нее схема может быть применена даже и для более крупных снарядов, таких, например, как «Вассерфаль» (фиг. 35).



Фиг. 35. Схема двигателя немецкого зенитного реактивного снаряда „Вассерфаль".

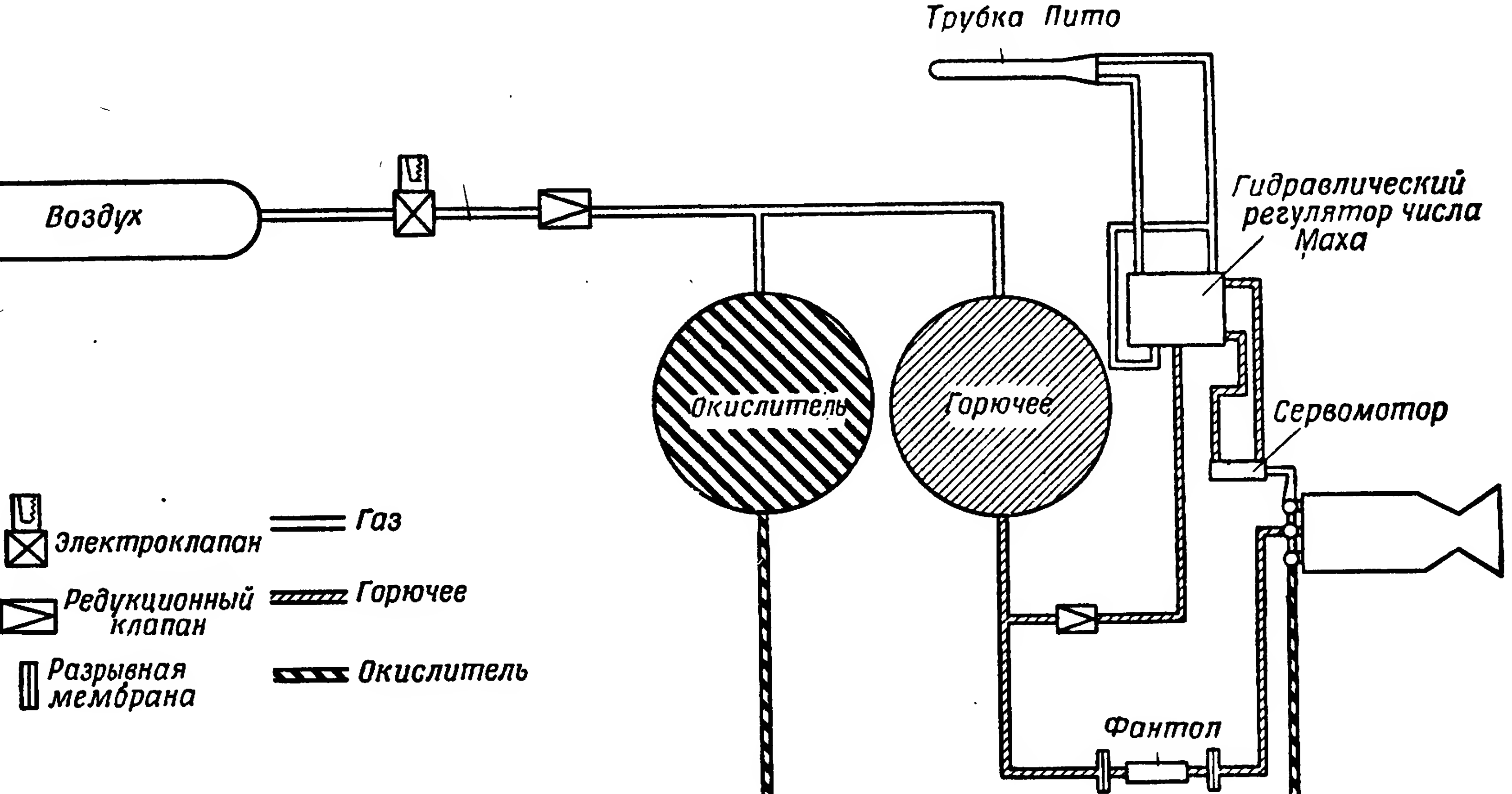
Основное отличие от системы «Тайфун» заключалось в применении баллонной системы подачи со сжатым азотом и регенеративно охлаждаемой камеры. Азот помещался в сферическом баллоне при давлении 3500 *фунт/кв. дюйм* и поступал вначале через пироклапан *1* к редукционному клапану *2*, а затем через второй пироклапан *3* к бакам. Как и в «Тайфуне», баки изолировались при помощи разрывных мембран. Пироклапаны обычно употребляются в двигателях одноразового применения. При использовании пневматических клапанов необходим особый соленоидный клапан для рабочего воздуха. Длина трубопровода в этом случае увеличивается; кроме того, соленоид расходует при работе до 25 *вт.* Число клапанов удваивается, следовательно, удваивается и возможность отказа. Для того чтобы поджечь пиросмесь в клапане, необходимо лишь дать на доли секунды слабый электрический ток, а после того, как клапан откроется, он останется в этом

положении под давлением потока. Обычно применяются два типа пироклапанов. Один — только запорный клапан, в котором мембрана разрывается путем протыкания ее поршнем, другой — обычного поршневого типа.

В снаряде «Вассерфаль» употреблялись оба вида клапанов. Один клапан был только для закрывания газа высокого давления. Когда он открывался, ракетный двигатель переходил в «заряженное» состояние. Затем срабатывал второй пироклапан, расположенный за редукционным клапаном; во всей системе устанавливалось одинаковое давление, мембраны разрывались и двигатель запускался. В этом снаряде с каждой стороны рабочего поршня клапана *3* находился взрывной заряд, обеспечивающий выключение двигателя по команде при перехвате на небольших расстояниях.

Вальтер 109-729

В рассмотренных системах двигателей не было необходимости в регулировании тяги, а надо сказать, что там, где нужен точный контроль за величиной тяги, схема становится очень сложной. В летательных снарядах обычно требуется небольшое изменение тяги, что легко выполнимо. Так, «Шметтерлинг», снаряд класса «земля — воздух», имел постоянную скорость полета благодаря регулированию тяги; на нем были установлены два типа ракетных двигателей, один из которых, Вальтер 109-729, показан на фиг. 36. Он работал на азотной кислоте и бензине. Подача топлива из баков в камеру производилась обыкновенной баллонной системой. Так как топливо было несамовоспламеняющееся, то третья жидкость («фантол»), содержащая большой процент фурфурилового спирта, который самовоспламеняется при смешивании с азотной кислотой, помещалась между разрывными мембранами в магистрали горючего и вытеснялась затем бензином. Изменение тяги достигалось применением двух рядов впрыскивающих отверстий. Один ряд работал все время на полном расходе, в то время как расход через второй ряд мог изменяться в любых пределах посредством открывания и закрывания отверстий с помощью сервомотора, контролируемого регулятором числа Маха,

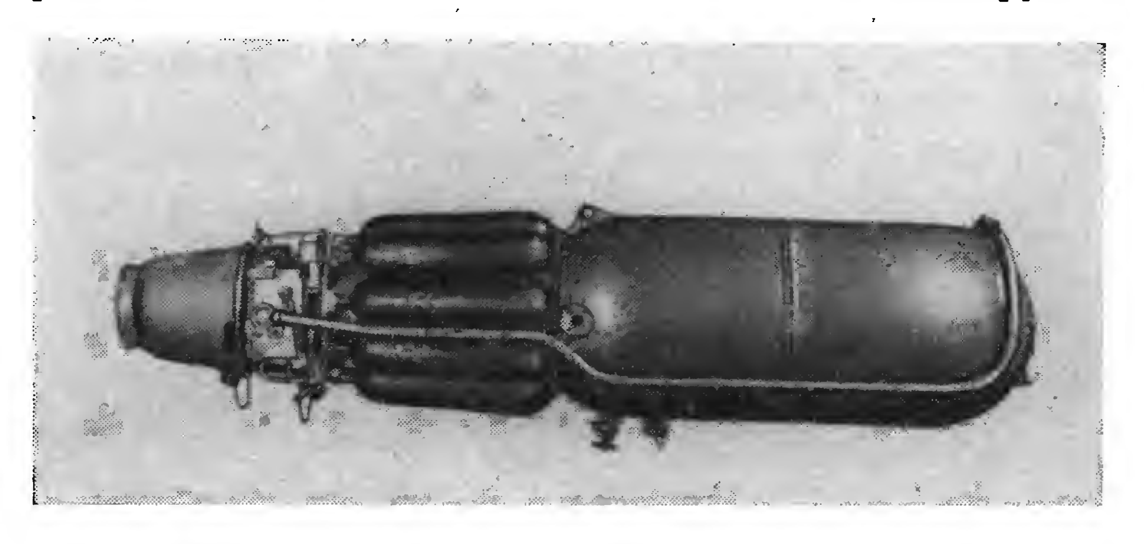


Фиг. 36. Схема двигателя Вальтер 109—729.

поддерживавшим скорость снаряда на уровне $M = 0{,}75$. Давление для этого регулирующего прибора бралось из магистрали горючего.

Де Хэвилленд «Спрайт» [2]

Ракетные двигатели, применяемые на самолетах, как правило, более сложны. В этом случае требуется осуществление повторного запуска, что вызывает необходимость иметь легкоконтролируемую систему клапанов. Кроме того, часто бывает необходимо какое-то ручное



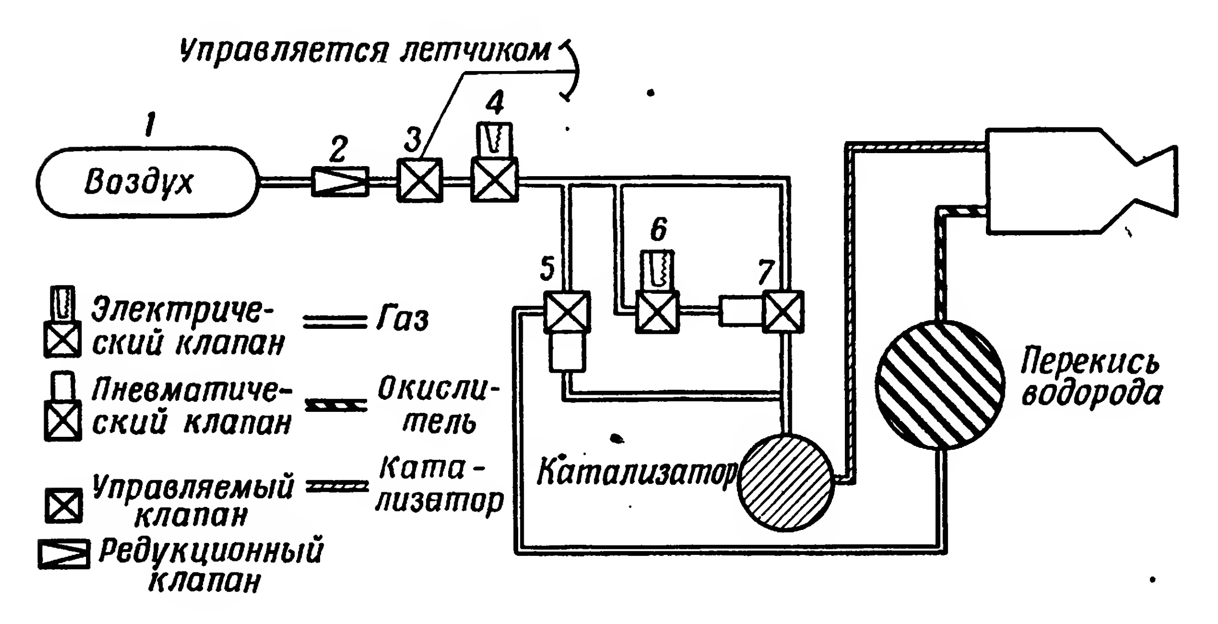
Фиг. 37. Стартовый ускоритель Де Хэвилленд „Спрайт".

управление, хотя бы для того, чтобы испытать двигатель на малой тяге перед полетом. И наконец, часто добавляются приборы, обеспечивающие безопасность, которые также усложняют двигательную установку.

Система вытеснительной подачи топлива обычно употребляется только в стартовых ускорителях, а в двигательной установке самолета более выгодно использовать насосы, так как общий вес установки при этом получается меньше. Одним из последних типов стартовых ускорителей является Де Хэвилленд «Спрайт», показанный на фиг. 37 и 38.

Эта двигательная установка специально проектировалась в качестве стартового ускорителя как военных, так и гражданских реактивных самолетов. Ради простоты схемы и надежности в работе в качестве топлива при-

меняется перекись водорода, а катализатором служит раствор перманганата натрия или кальция. Номинальная тяга двигателя составляет 5000 *фунт* в течение 9 сек., затем уменьшается до 3000 *фунт* за 12 сек. Типичная кривая тяги, полученная во время испытания (рис. 39), иллюстрирует одну из основных особенностей двигателей с баллонной системой подачи, а именно падение тяги.

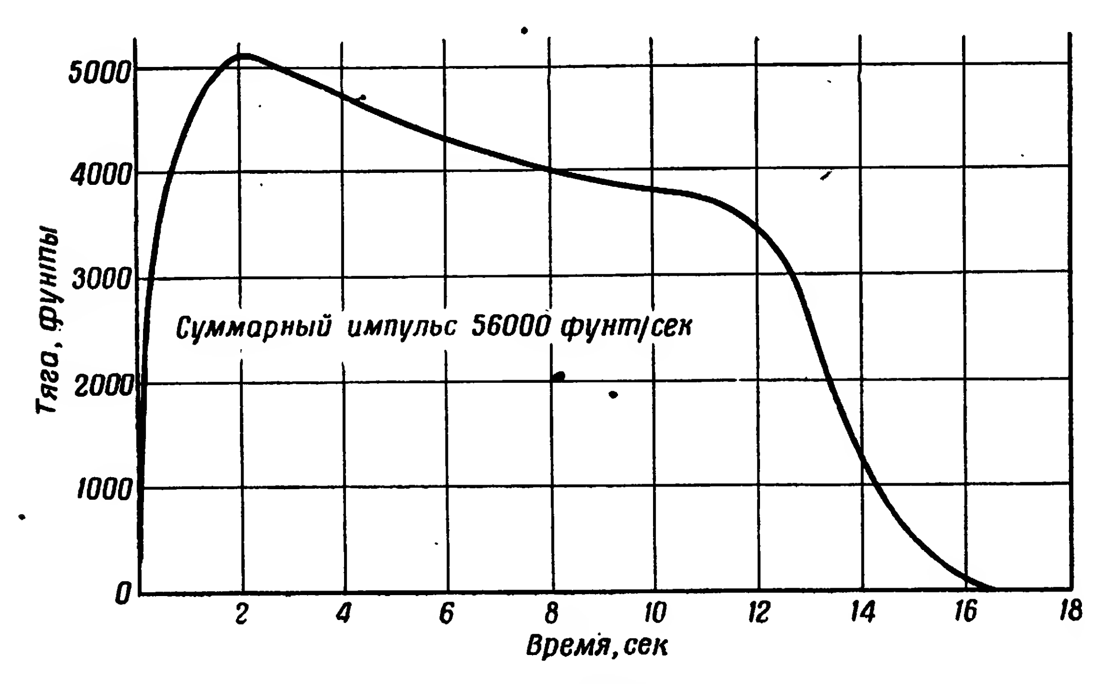


Фиг. 38. Схема двигателя Де Хэвилленд „Спрайт".

Тяга во время работы зависит от характеристик редукционного клапана. Хорошо спроектированный редукционный клапан должен большую часть времени поддерживать постоянное рабочее давление, а следовательно, и тягу. Но когда давление в баллонах с газом падает ниже нормального давления в топливных баках, то подача топлива в камеру уменьшается, стало быть, уменьшается и тяга. Правда, для большинства двигателей снарядов и ускорителей это падение тяги не имеет существенного значения.

«Спрайт» регулируется летчиком из кабины и имеет устройство для ограничения тяги. Оно действует следующим образом. Сжатый воздух поступает из цилиндров *1* к редукционному клапану *2*, который снижает давление с 3000 до 500 *фунт/кв. дюйм.* Воздух перекрывается клапаном *3*, который является в одно и то же время запорным и предохранительным и управляется из кабины летчика

посредством сервоклапана. Если давление воздуха поднимается выше 600 *фунт/кв. дюйм*, сервоклапан закрывает подачу воздуха, тем самым предохраняя двигатель от разрушения. Следующий клапан *4* является ограничителем тяги; он действует только во время предварительной проверки двигателя перед полетом. Обычно этот соленоидный клапан бывает открыт, пропуская полный поток сжатого воздуха. Когда он закрыт, воздух проходит



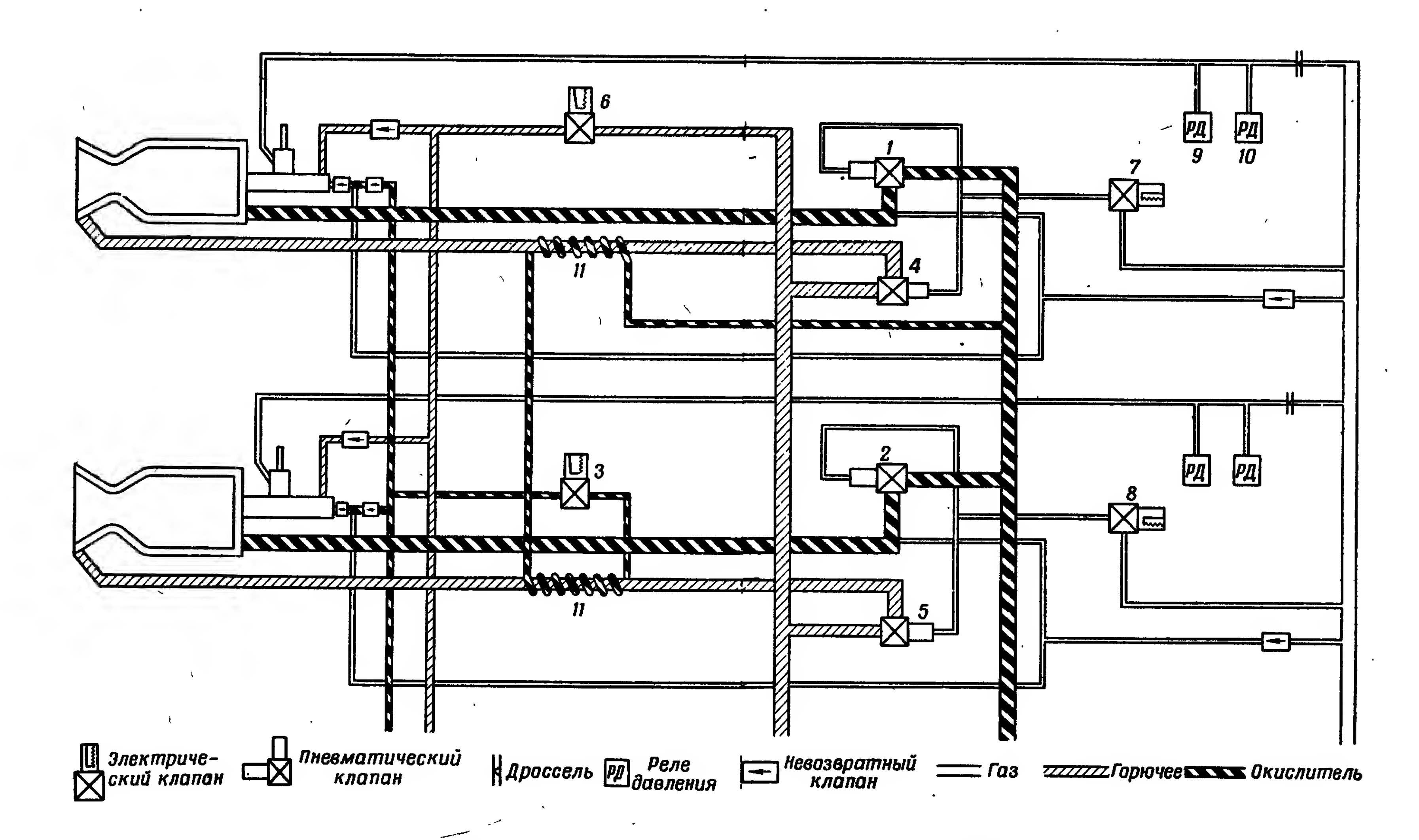
Фиг. 39. Зависимость тяги от времени работы в двигателе Де Хэвилленд „Спрайт".

только через узкое калиброванное отверстие; при этом в баках создается очень низкое давление и получается всего лишь около 10% полной тяги. Эта проверка делается для того, чтобы убедиться, что двигательная установка исправна. От клапана, контролирующего тягу, воздух проходит к пусковым и распределительным клапанам *5*, *6* и *7*, которые все находятся в одном блоке. Дальше воздух пройти не может до тех пор, пока не будет нажата кнопка запуска. Нажатие кнопки приводит в действие соленоидный клапан *6*, который пропускает воздух к клапану *7*; клапан открывается, и давление в баке с катализатором становится больше. Жиклер на этой магистрали перепускает давление к клапану *5*, тем самым повышая давление в баке с перекисью водорода. В резуль-

тате катализатор появляется в камере первый и устраняет всякую возможность накопления перекиси водорода в камере, а следовательно, предотвращает жесткий запуск при взлете. Впрыскивающие элементы для перекиси водорода и катализатора устроены так (фиг. 15), что, как только давление в баке достигает определенной величины, жидкости начинают поступать в двигатель. Интересной деталью конструкции является катализаторный бак, размещающийся вокруг сопла двигателя (фиг. 18).

Риэкшн моторс 6000 С4

Двигатель Риэкшн моторс 6000 С4 (фиг. 24 и 40) — последний тип двигателей с системой подачи топлива сжатым воздухом, который мы рассмотрим. Он был установлен на экспериментальном самолете Белл Х-1. Система, поддерживающая давление в топливной магистрали, является стандартной системой высокого давления, использующей азот, и не показана ни на одном из рисунков. На фотографии можно видеть, что двигатель имеет четыре камеры (на схеме показаны только две), каждая из которых обладает своими собственными рабочими клапанами и системой зажигания. Камера дает 1500 *фунт* тяги и может быть введена в действие и выключена по желанию пилота. Если система находится под давлением, то это означает, что под давлением находится магистраль жидкого кислорода до клапанов *1*, *2* и *3*, магистраль горючего — до клапанов *4*, *5* и *6* и магистраль азота — до клапанов *7* и *8*. В основной кислородной трубе, подводящей кислород к камере, имеется азотный жиклер — он нужен для того, чтобы компонент, который мог бы протечь за основные запорные клапаны, не накапливался в основной окислительной магистрали, так как это может вызвать сильный взрыв при запуске двигателя. Существует также азотный жиклер за запальной свечой, для того чтобы свеча охлаждалась при работе. Перед запуском первой камеры главный клапан и пусковой клапан, относящиеся к этой камере, закрывают. Тем самым включается индукционная катушка во всех четырех камерах и после небольшого интервала топливный клапан *6* и кислородный клапан *3* открываются.



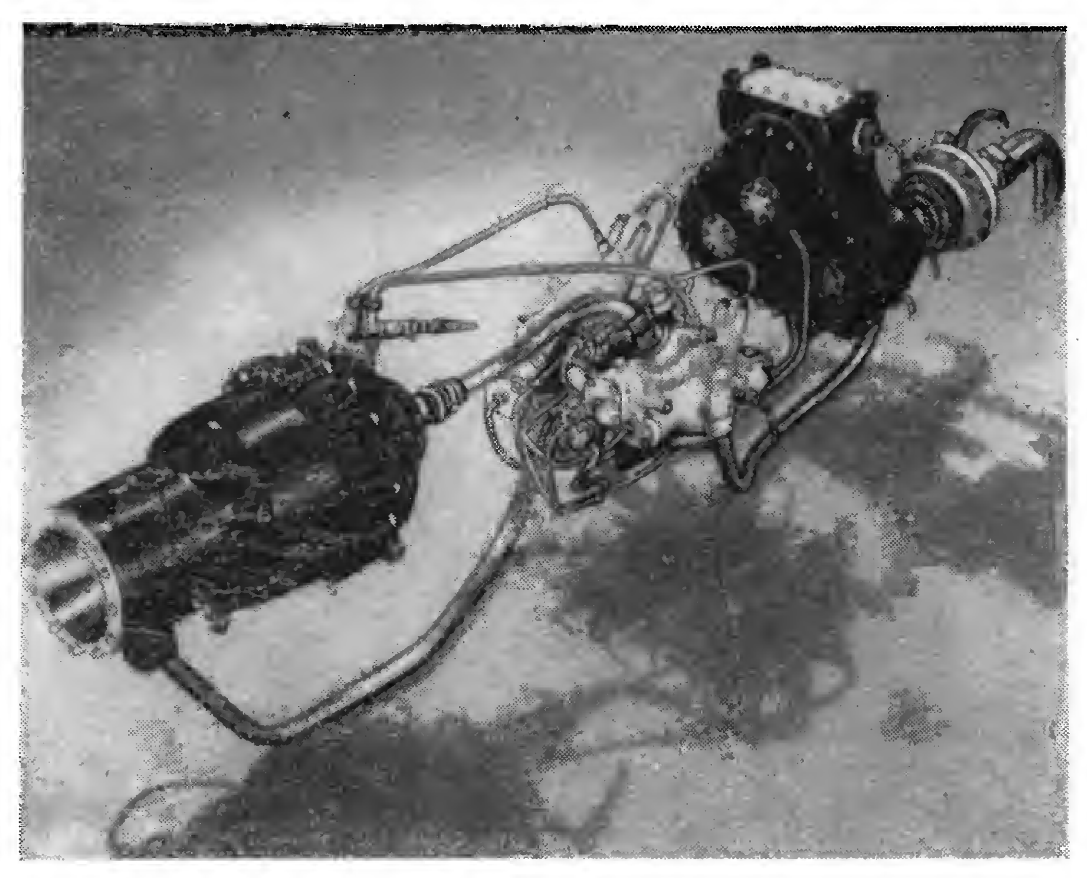
Фиг. 40. Схема двигателя Риэкшн моторс 6000 С4.

Когда жидкий кислород проходит вокруг теплообменника *11*, получается газообразный кислород, который подается в запальную камеру. Таким образом, при закрытии выключателя какой-нибудь камеры все четыре запальника приводятся в действие. Увеличенное давление в запальной камере заставляет срабатывать реле давления *9*, тем самым приводя в действие соленоидный клапан *7* и подводя давление для открытия главных редукционных клапанов *1* и *4*. От давления в основной камере срабатывает реле *10*, которое выключает запальную камеру. Этот процесс повторяется при введении в действие любой из оставшихся камер.

Армстронг-Сиддли «Снарлер» [3, 4]

Двигательные установки с турбонасосными агрегатами являются более сложными. В этом случае должен быть получен газ, чтобы приводить в движение турбину, а это требует дополнительной системы питания и контроля. Очень часто требуется контроль тяги, и так как характеристики двух насосов никогда не могут полностью совпадать, нужно применять систему уравнивания давления; она должна быть рассчитана так, чтобы сохранять постоянное соотношение компонентов смеси. Если ракетный двигатель создается как самолетный ускоритель, насосы могут приводиться в движение от основного двигателя через коробку передач. Армстронг-Сиддли «Снарлер», показанный на фиг. 41, является именно таким двигателем. Он дает 2000 *фунт* тяги на уровне моря и имеет вес 215 *фунт*, в качестве топлива используется жидкий кислород и смесь метилового спирта и воды. Этот двигатель, сконструированный как экспериментальный ускоритель маневра, был установлен на самолете Хаукер Р 1072. Насосы на нем приводились в действие дополнительным механизмом с основного реактивного двигателя «Нин» (коробка передач находится на фиг. 41 справа, за ней виден насос). Топливо из насосов поступает через контрольные клапаны (в центре) к камере горения (слева). Камера регенеративно охлаждается горючим; дополнительная камера, управляемая пилотом (на верхней части основной камеры, справа), используется для

зажигания. С целью безопасности один узел блокирует следующие, так что, если какой-либо клапан выйдет из строя, двигатель нельзя будет запустить и никакого повреждения не произойдет. Двигатель имеет два регули-



Фиг. 41. Самолетный ускоритель Армстронг-Сиддли „Снарлер".

рующих клапана. Один из них — главный, который пускает и останавливает двигатель, в то время как другой регулирует величину тяги.

A-4

Двигательная установка ракеты A-4 до сих пор является одной из наиболее сложных. Так как эта ракета предназначалась для поражения наиболее удаленных объектов, сокращение веса двигателя имело для нее еще более важное значение, чем для зенитных реактивных снарядов и самолетов. Поэтому не только каждая деталь делалась как можно легче, но и старались всячески

уменьшить количество используемого в ракете сжатого воздуха.

Высокая тяга требует больших расходов компонентов, а это связано с преодолением ряда трудностей. На фиг. 42 показана схема двигателя, на фиг. 43 — его фотография.

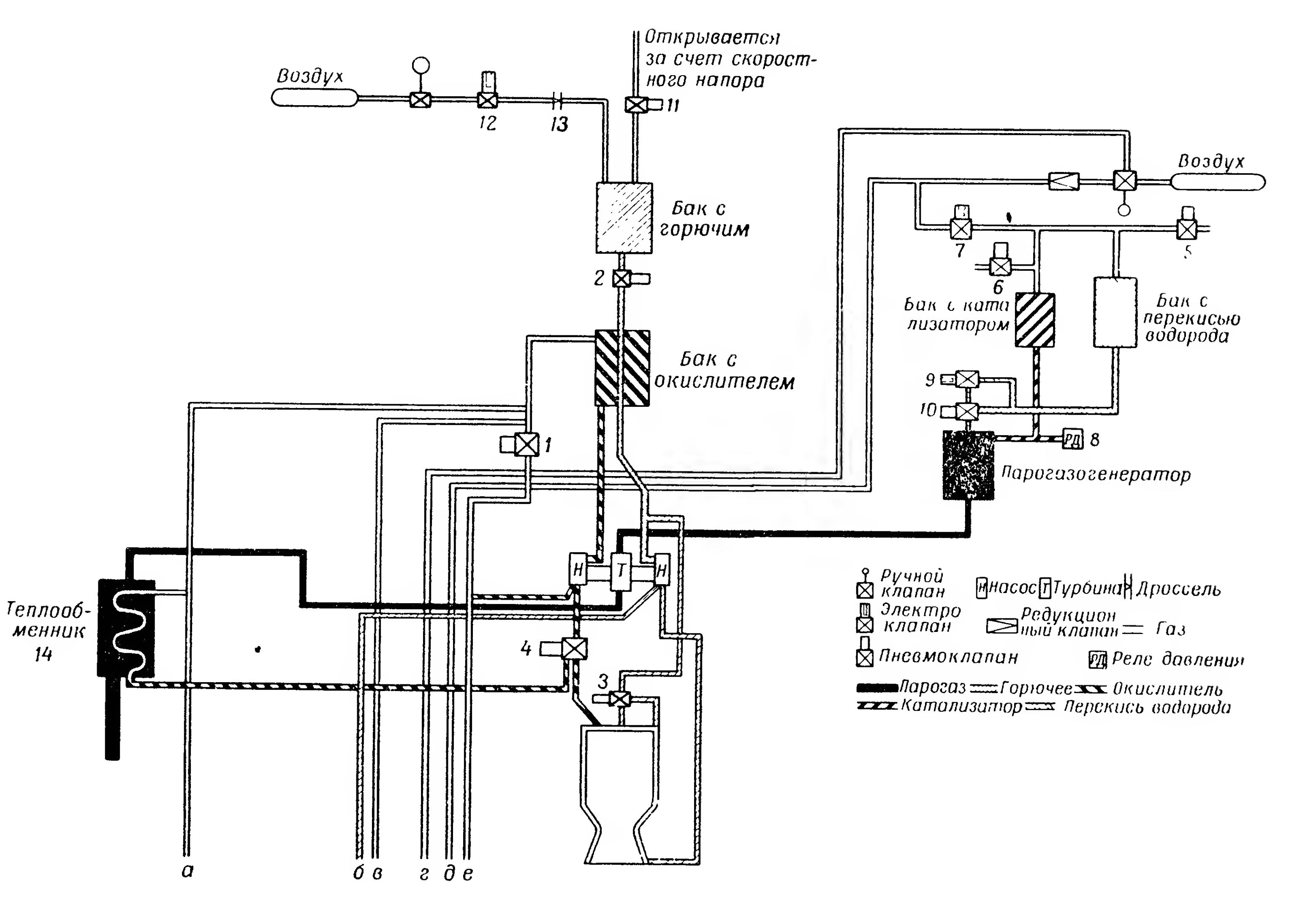
Так как система является сложной, она будет описана последовательно, в порядке ввода в действие.

1. Подготовка к запуску. Линии *а*, *б*, *в*, *г* и *д* соединялись с наземным оборудованием посредством гибких резиновых шлангов, которые могли быть быстро отсоединены при запуске. Чтобы произвести окончательную проверку клапанов, не расходуя для этого воздух из баллонов, по трубопроводу подавался воздух низкого давления. Через трубопровод *г* во время подготовки к запуску заполнялся баллон высокого давления. Так как у входного отверстия насоса обычно получается кавитация, особенно у насоса для жидкого кислорода, то отводной клапан *1* был закрыт и сжатый воздух подавался в кислородный бак через трубопровод *в*, создавая давление до 1,5 *ата*.

Перепускной клапан наземной установки, соединенный с линией *а*, поддерживал постоянное давление. Первый спиртовой клапан *2* открывался приблизительно на 10 сек. За это время спиртовая магистраль заливалась до второго спиртового клапана *3*.

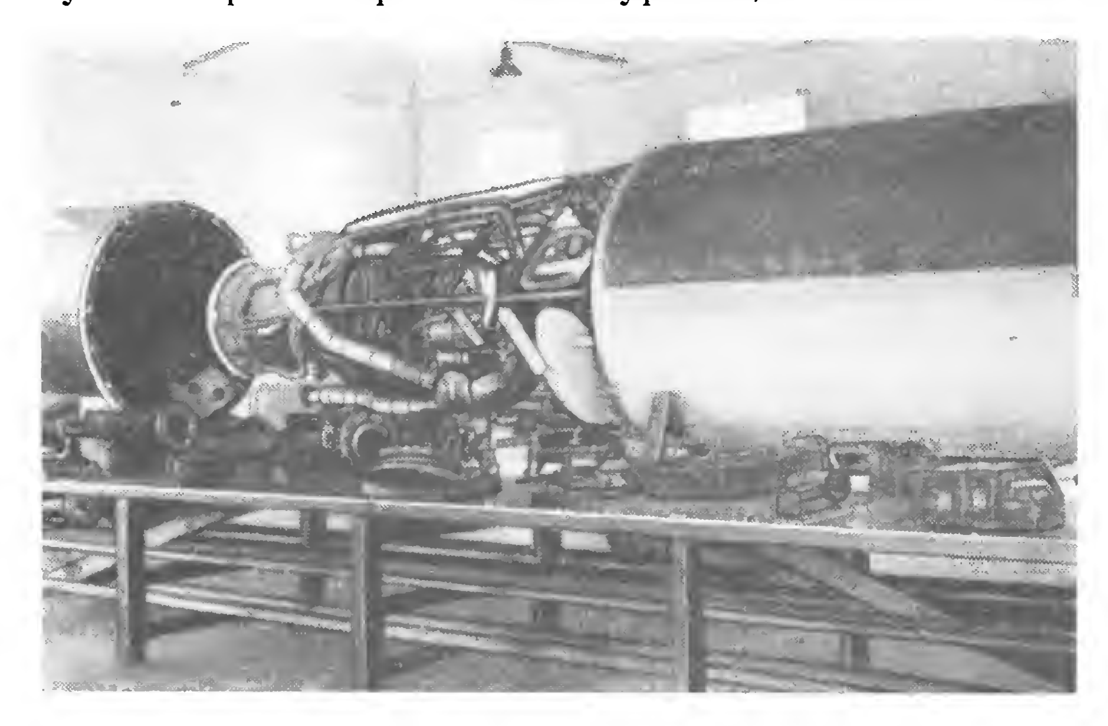
2. Стадия 2,5-тонной тяги (запуск). Эта стадия была нужна для контроля пламени в камере и для получения устойчивого горения. Открывался первый спиртовой клапан *2*, горючее пропускалось ко второму клапану *3*. Затем зажигался пиротехнический воспламенитель и открывался основной кислородный клапан *4*. Через 0,8 сек. открывался второй спиртовой клапан *3*, давая возможность горючему течь прямо в камеру, минуя насос. Двигатель теперь работал на компонентах, подаваемых самотеком, и развивал тягу около 2,5 *т*. Если горение было удовлетворительным, переходили к 25-тонной стадии.

3. Стадия 25-тонной тяги. Когда на приборной доске нажималась кнопка основной стадии, отводные клапаны баков перекиси водорода и перманганата *5* и *6* закрывались. Клапан *7* открывался, сжатый воздух начинал



Фиг. 42. Схема двигателя ракеты А-4.

повышать давление в обоих баках. Перманганат поступал в парогазогенератор, и, когда давление поднималось, срабатывало реле *8*, открывавшее клапаны *9* и *10*. Подобная система обеспечивала подачу перманганата в парогазогенератор раньше перекиси водорода, и тем самым позволяла избежать резкого повышения давления при запуске. Парогаз проходил к турбине, давления компо-



Фиг. 43. Двигатель ракеты А-4.

нентов быстро росли, и тяга увеличивалась до 25 *т*. В это время главные кислородные и спиртовые клапаны *4* и *3* полностью открывались. В то же самое время, когда нажималась кнопка основной стадии, все внешние трубопроводы и электрические соединения автоматически отключались и свободно сбрасывались, а соответствующие линии на снаряде закрывались.

Во время полета кислородный бак находился под давлением порядка 2 *ата*. Это давление получалось путем отбора небольшого количества жидкого кислорода от главного клапана *4* и пропусканием его через теплообменник *14*, омываемый турбинными газами. Спиртовой бак находился под давлением скоростного напора воздуха, подводимого в бак по трубке от головной части ракеты; подача воздуха осуществлялась при помощи

клапана *1* по намеченной программе. Клапан был открыт в течение 40 сек.; за это время ракета поднималась так высоко, что хотя еще и набирала скорость, но давление, создаваемое набегающим потоком воздуха, падало, и если бы клапан оставили открытым еще на некоторое время, весь воздух вышел бы из бака.

4. Выключение двигателя. Выключение производилось в два приема, так как, если бы его произвести в один прием, гидравлический удар, вероятно, разрушил бы систему и мог бы возникнуть пожар или взрыв. Тяга сначала снижалась до 8 *т* путем перекрытия клапана *10*, обеспечивавшего необходимый расход для стадии 25-тонной тяги, — это делалось приблизительно за 3 сек. до того, как закрывался клапан *9*, который полностью выключал двигатель. Дополнительным преимуществом такой системы было то, что малая тяга допускала более своевременное выключение двигателя.

После закрытия клапана, который обеспечивал подачу топлива для тяги в 8 *т*, клапаны горючего *2* и *3*, кислородный клапан *4* и клапан парогазогенератора *7* закрывались. Во время полета на последнем участке траектории клапан *12* был открыт, пропуская воздух высокого давления через маленькое отверстие *13* в спиртовой бак, чтобы предотвратить его от разрушения в то время, когда ракета переходит в нижние слои атмосферы.

Серии Вальтер 109-509

Хотя одним из преимуществ двигателей на жидком топливе перед двигателями на твердом топливе является то, что у них можно изменять давление в камере в широком диапазоне, на практике это делалось не часто. Одним из нескольких типов двигателей с изменяемым давлением в камере был Вальтер 109-509 А2, который являлся стандартной ракетной двигательной установкой истребителя-перехватчика Ме-163 В. Серия двигателей 109-509, возможно, прошла самый большой путь развития; она хорошо показывает направление развития таких двигателей и их различное применение и будет разобрана детально. В основе серии лежал стартовый ускоритель Вальтер 109-500 — все его модификации предназначались для ис-

пользования на скоростном перехватчике Me-163. Основные модификации двигателей этой серии приведены в табл. VII.

Хотя с 1936 года было проделано много работы (преимущественно на холодных перекисных установках для опытных полетов, см. главу XIII), но только в 1940 году решили сконструировать самолет с самостоятельным ракетным двигателем. Это был прототип Me-163 с перекисным двигателем. Последний имел один турбонасосный агрегат для подачи перекиси, не только служившей для получения парогаза, но и использовавшейся в качестве однокомпонентного топлива.

Катализатором был перманганат натрия или кальция. Он подавался системой пневматического давления — оно создавалось посредством впрыскивания небольшого количества перекиси в бак с катализатором. Запуск производился путем подачи перекиси из бака самотеком, как в последнем двигателе 109-509 A2. Парогазогенератор всегда причинял неприятности из-за скопления отстоя

Таблица VII

СЕРИЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ВАЛЬТЕР 109-509

Марка	A0	A1	A2	B1	C1	D	E	S1	S2
Объект применения	Me-163 B0	Me-163 B1	Me-163 B1	Me-163 B2	Ju-263	DFS-228 DFS-346	«Наттер»	Me-262, ускоритель	Me-262, ускоритель
Тяга в фунтах	3300—330	3300—330	3750—450	4400—800 880—220	4400—800 880—220	3750	3750	3750	4400
Вес в фунтах	370	375	390	440	440	375	353	353	308

двуокиси марганца, и последние 5 (из общего количества 6) двигателей были модифицированы таким образом, что в них стал применяться твердый катализатор вместо раствора перманганата. Тяга двигателя изменялась от 330 до 1650 *фунт*, хотя на высоте происходило падение тяги из-за кавитации перед насосом, так как применялся одноступенчатый насос без подкачивающей ступени, а в баке с перекисью давление не создавалось.

Первые двигатели, которые изготавливались в небольшом количестве, предназначались для Ме-163 А, который предполагалось использовать для тренировочных целей. Двигатель RII-203 все еще оставался холодным и имел такую же тягу, как его прототип, но его отдельные узлы и агрегаты претерпели значительные изменения. Основным усовершенствованием было использование двухступенчатой турбонасосной системы для перекиси и для катализатора, так как установили, что хотя вытеснительная система подачи работает при умелом управлении вполне удовлетворительно, но при известных условиях в ней могут возникнуть сильные колебания. Двухступенчатая насосная система имела ступень малого давления (пусковую) и ступень высокого давления; тем самым избегали кавитации на больших высотах. На этой стадии развития двигателя требовалось очень большое число приборов, обеспечивающих безопасность работы двигателя, отсечных клапанов и другого оборудования, и такую усложненную систему было очень трудно регулировать и обслуживать. Но к этому времени «горячие» двигатели, то есть двигатели с горением горючего с перекисью водорода в камере, уже хорошо зарекомендовали себя на практике.

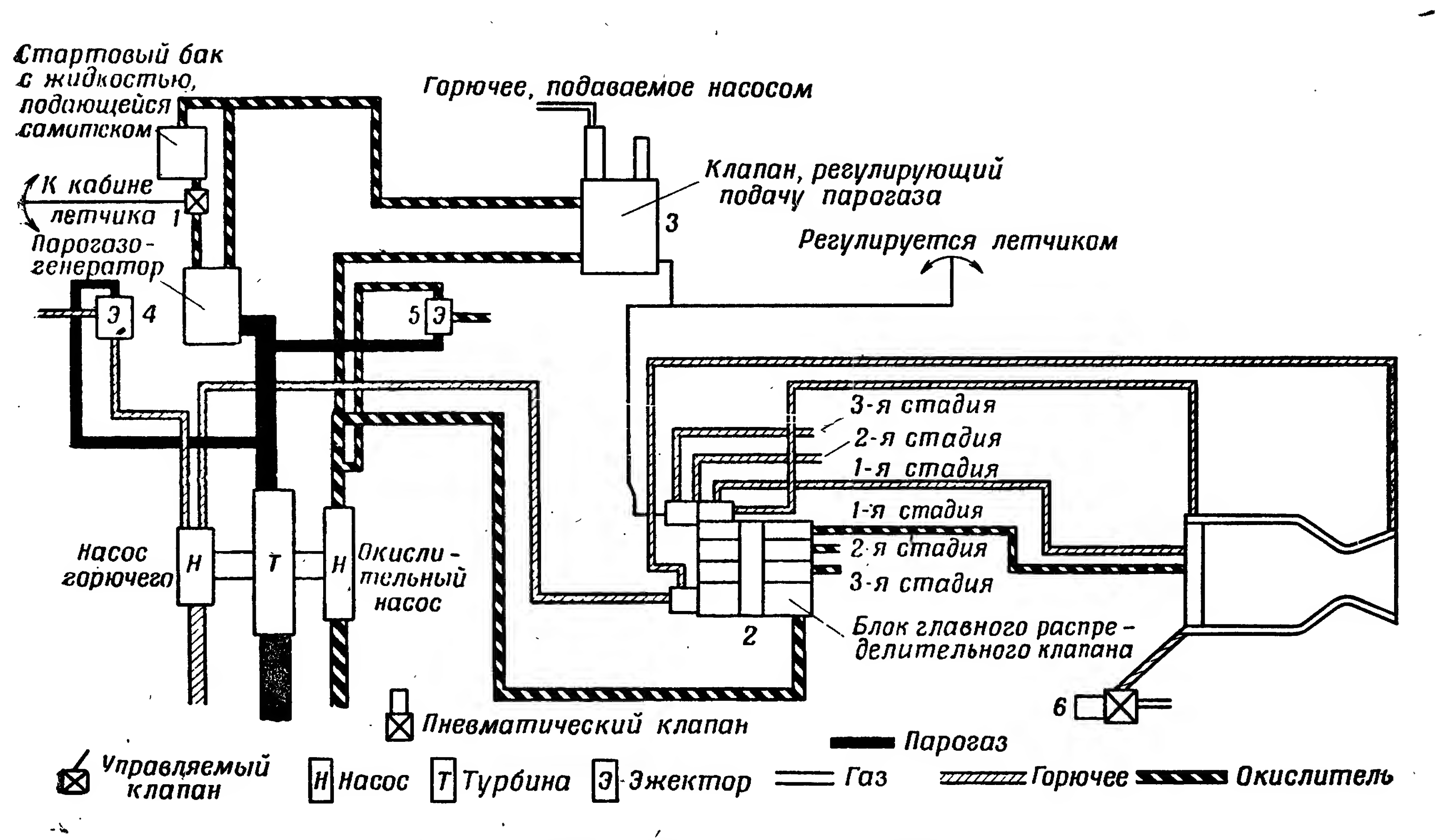
Так как в «горячих» двигателях удельная тяга была почти в два раза выше, приняли решение приступить к их выпуску, прекратив производство RII-203, за исключением двигателей, необходимых для существования учебных самолетов. Были изучены два пути использования самовоспламеняющегося топлива «C-Stoff». Прежде всего можно было почти полностью скопировать схему двигателя RII-203, но использовать в нем камеру с перекисным охлаждением. Вообще говоря, это было не очень желательно, так как RII-203 представлял собой сложную установку; однако он по крайней мере работал, и такое реше-

ние рассматривали как своего рода «страховку», в случае если более радикальный второй путь не даст положительных результатов.

Этот второй путь предусматривал полный отход от традиционных контрольных систем. В то время во всех выпускаемых системах использовалось пневматическое управление; в разрабатываемой схеме было решено заменить его механическим управлением и сделать двигатель совершенно независимым от подачи воздуха. Были сконструированы единый турбонасосный агрегат, который обеспечивал необходимую работу на высоте, и новая упрощенная камера с раздельной подачей топлива в три стадии. Тяга двигателя могла изменяться от 330 до 3300 *фунт.* За экспериментальным образцом 109-509 А0 начали выпуск модели 109-509 А1, которая отличалась от него весьма незначительно; тяга была увеличена до 3740 *фунт.* На А1 для запуска турбонасосного агрегата использовался электромотор, однако его дополнительный привод (который, кстати сказать, никогда не использовался) был очень тяжелым; больше того, электромотор очень истощал самолетные аккумуляторные батареи. Поэтому этот двигатель был переделан. На другом варианте, 109-509 А2, поставили бак для питания самотеком, что позволило значительно уменьшить вес двигателя[1]. Установили также, что насосы не всегда безотказны в работе, поэтому стали использовать дополнительно паровые эжекторы.

Двигатель 109-509 А2 схематически показан на фиг. 44 и 45. Чтобы ввести в действие турбонасосный агрегат, открывался кран *1* между баком для перекиси и парогазогенератором. Прежде чем перекись из насоса доходила до главного распределительного клапана *2*, часть ее отсекалась и направлялась обратно к парогазогенератору через клапан *3*. Он приводился в действие вручную посредством дроссельного соединения и регулировал расход пара в соответствии с требуемой тягой. Этот клапан действовал только тогда, когда давление горючего оказывалось достаточным. Таким образом, если подача горючего нарушалась, он автоматически закрывался

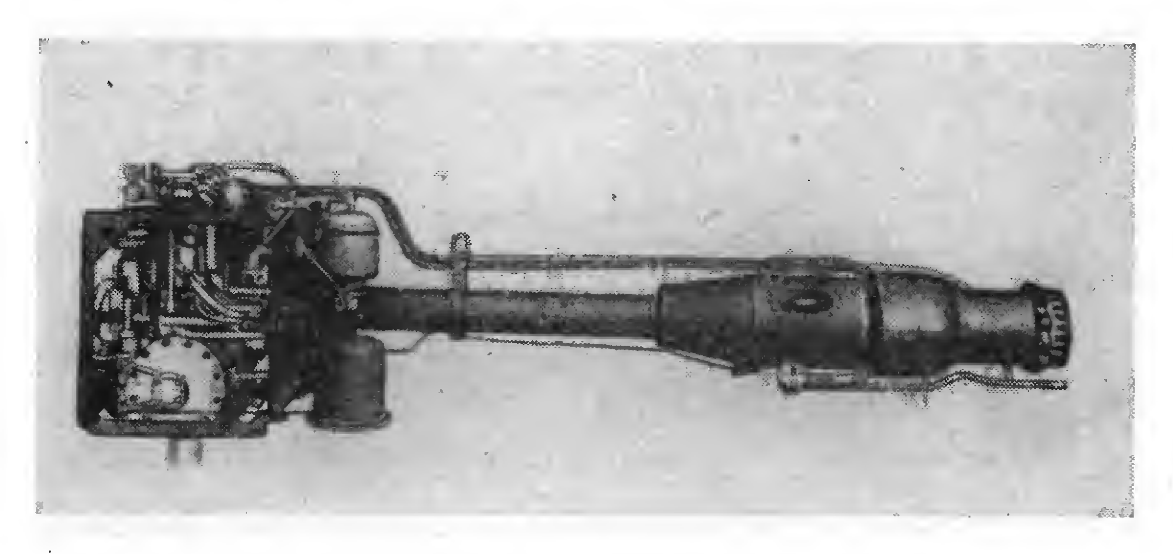
[1] Приводимые здесь данные о двигателе 109-509 А2 не соответствуют указанным в таблице VII. — *Прим. ред.*



Фиг. 44. Схема двигателя Вальтер 109-509 А2.

предохранительным клапаном, который предохранял турбонасосный агрегат от форсирования.

Эжекторы *4* и *5*, служащие для наполнения насосов, обеспечивали перепускание топлива обратно в баки. После турбонасосного агрегата перекись подавалась прямо от контрольного клапана *2* к головке камеры, а горючее проходило вокруг камеры, охлаждая ее стенки, и только после этого попадало в контрольный цилиндр. Три стадии позволяли регулировать тягу в пределах 450—3750 *фунт.*



Фиг. 45. Двигатель Вальтер 109-509 А2.

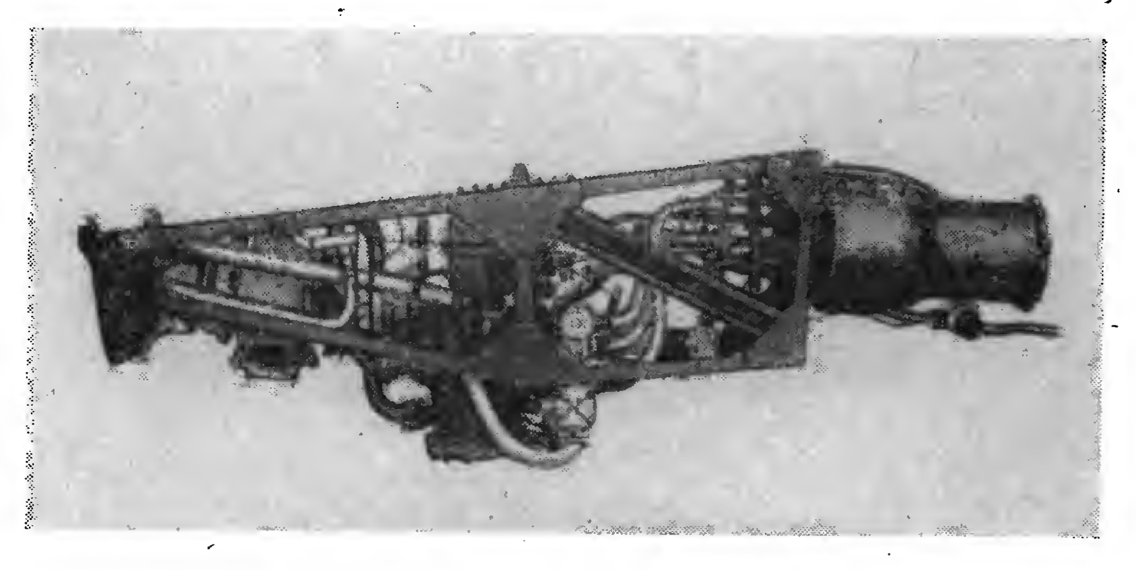
Соотношение компонентов в смеси поддерживалось постоянным во всем диапазоне тяги посредством системы уравнивания давления в контрольном клапане *2*.

С А1 неприятности получались из-за трудного запуска — иногда при воспламенении даже происходили сильные взрывы. В А2 это было устранено предварительным подогревом камеры путем пуска в нее парогаза прямо из парогазогенератора; в результате первая порция горючего, пропускаемая вокруг камеры, получала тепло от ее стенок (на схеме это не показано).

При выключении двигателя аварийный кран *6* открывался, и горючее, находившееся в рубашке охлаждения, выпускалось. Если бы этого не делали, то тепло горячих стенок камеры могло бы испарить часть горючего и поднять давление до такой величины, что внутренняя стенка камеры разрушилась бы. При работе двигателя этот кран удерживался давлением горючего в закрытом положении.

Хотя двигатель А2 и был вполне удовлетворительным, но он не был лучшим в серии 109-509. Одним из основных недостатков стадийной системы было то, что уменьшение тяги двигателя требовало соответствующего понижения давления в камере, а это приводило к уменьшению удельной тяги. Поэтому предложили сделать отдельную небольшую камеру сгорания для полета только на крейсерской скорости, и первым двигателем с такой камерой был 109-509-В1.

Это был экспериментальный двигатель. Изготовили всего несколько таких образцов — их переоборудовали из двигателя А1. Еще одним шагом вперед явился двигатель



Фиг. 46. Двигатель Вальтер 109-509 S2.

109-509 С1, который предназначался для Ju-263, — фактически этот самолет представлял собой тот же Ме-163 с увеличенным радиусом действия. Максимальная тяга основной камеры была увеличена до 4400 *фунт*, крейсерская камера имела диапазон тяги от 220 до 880 *фунт*. Эти камеры могли быть использованы как отдельно, так и вместе. Много других изменений в серии Вальтер 109-509 было сделано или предложено, но только один двигатель получил практическое применение к концу войны — это был S2 (фиг. 46). Он был создан из А2 с учетом усовершенствований в двигателе С1, выполнен в очень компактной форме и предназначался в качестве ускорителя для реактивного истребителя Ме-262.

Глава VI

ИСПЫТАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ И ЖИДКИХ ТОПЛИВ

Виды испытаний

Так как узлы и агрегаты двигателей проектируются с относительно небольшим запасом прочности и возможность разрушения в случае неисправности очень велика, их необходимо тщательно испытывать и подвергать самой строгой проверке [1—3].

Весь процесс испытаний может быть условно разделен на четыре стадии. Вначале отрабатывается опытный образец. Все детали установки изготавливаются и испытываются отдельно, а некоторые наиболее ответственные узлы и агрегаты, такие, как камера и турбонасосный агрегат, должны быть испытаны на специальных стендах при строгом соблюдении мер безопасности. После этого проверяется работа двигателя в собранном виде. Обычно в это время вносится много изменений, так как всегда обнаруживаются те или иные недостатки даже у узлов, показавших хорошие результаты во время их индивидуальных испытаний. Когда опытный образец успешно прошел статические испытания, наступает вторая стадия испытаний — летные.

Летные испытания всегда выявляют новые недостатки, так как проводятся в совершенно иных условиях. Прежде всего здесь начинают действовать перегрузки, а надо сказать, что, например, в зенитном снаряде они могут быть очень высокими.

В результате может быть полностью выведена из строя система впрыска в камеру и нарушен процесс горения, вполне удовлетворительный при статических испытаниях. Возникшие перегрузки могут также нарушить работу клапанов. Получение данных о снарядах в полете является сложным делом; обычно для этого применяется система телеметрического контроля, подробное

описание которой дано в главе XI. При испытании снарядов следует стремиться к тому, чтобы обеспечить получение всех необходимых данных от каждого запущенного снаряда, так как он является объектом одноразового действия. Данные же о работе двигательной установки самолета могут регистрироваться посредством обычного автоматического самопишущего прибора.

Когда двигатель полностью отработан и пущен в производство, наступает третья стадия — производственные испытания. Ее можно подразделить на две ступени: заводские и полигонные испытания. Заводские испытания снарядов бывают различных видов: это может быть только тщательный осмотр и проверка работы всех клапанов, электрических схем и т. д. или проверка работы всего двигателя. Выбор зависит от нескольких факторов. Большие и сложные двигатели, которые охлаждаются регенеративно и работают в условиях установившихся режимов (к ним относится, например, А-4), испытываются обычно целиком. Для небольших и простых по устройству двигателей это не обязательно, хотя при массовом производстве отдельные образцы двигателей тоже подвергаются таким испытаниям.

Еще одной причиной, по которой небольшие двигатели (например, такие, как для неуправляемых зенитных снарядов «Тайфун») не испытывают, является то, что они предназначены только для одного запуска. Поэтому их стендовые испытания ограничиваются часто проверкой работы электрической и пневматической систем, так как благоприятные условия для огневых испытаний не всегда имеются. Поскольку в двигателях таких больших снарядов, как А-4, может быть много неполадок, обычно их испытывают сразу после производства.

Самолетные ракетные двигатели проходят почти такие же испытания, как и обычные турбореактивные. Каждый агрегат тщательно испытывается во всем диапазоне тяги, проверяются зажигание, горение и рабочие характеристики, чтобы убедиться, что они удовлетворяют техническим условиям. Производятся испытания и в особых условиях, как например испытание системы зажигания на определенной высоте. Одно из отличий между испытаниями турбореактивных и ракетных дви-

гателей заключается в том, что стендовые испытания последних могут быть проведены частично на воде вместо горючего. Например, при испытании двигателя самолета Ме-163 топливные баки наполнялись водой, а пар для турбонасосного агрегата подавался из внешнего источника. Таким путем можно было проверить работу клапанов без применения дорогого топлива.

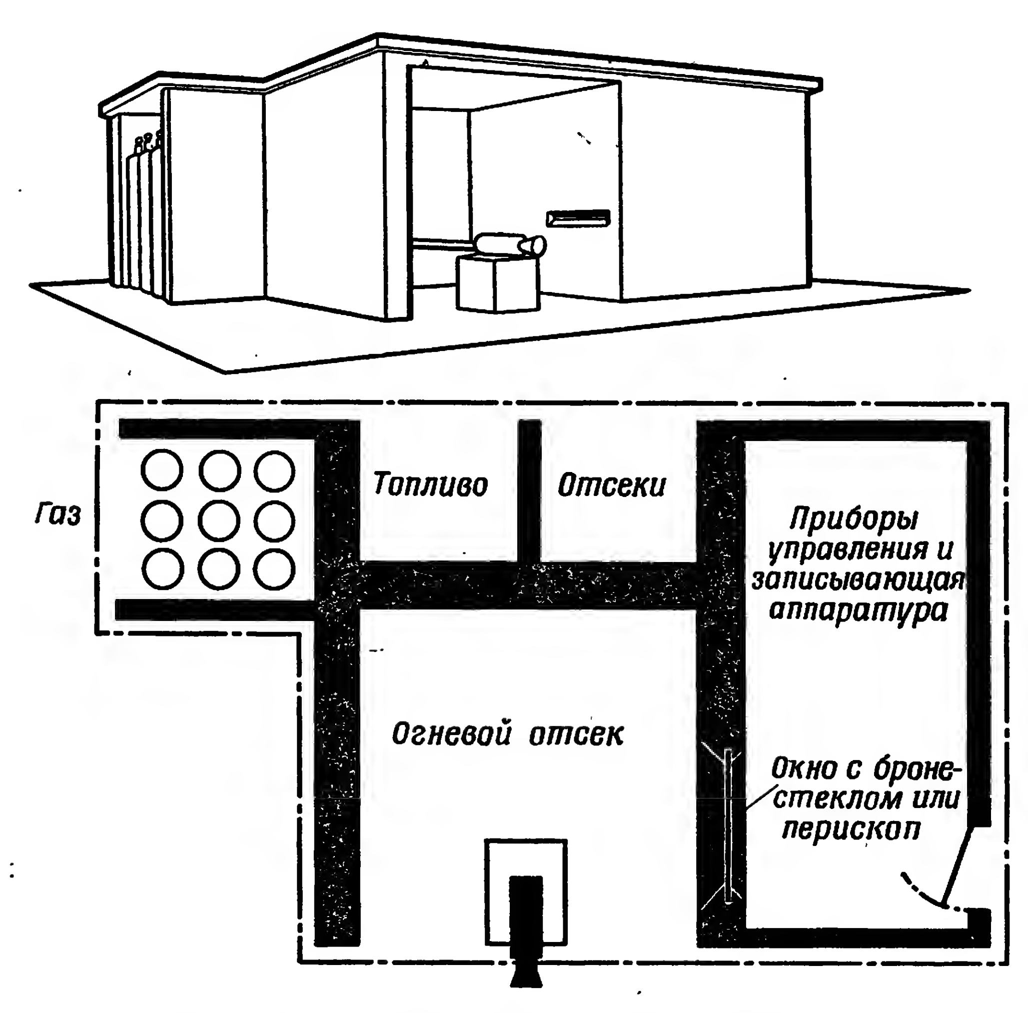
Четвертая и последняя стадия испытаний — испытания, связанные с исследовательскими работами.

Испытательные стенды

Испытания двигателей сопряжены с серьезной опасностью, поскольку применяемые топлива обладают большой энергией. Следовательно, все такие испытания должны проводиться в специально оборудованных помещениях с соблюдением всех мер предосторожности. Много лет тому назад, когда исследовательская работа над двигателями только еще начиналась, они обычно размещались во время испытаний вместе со вспомогательными агрегатами, измерительным оборудованием и баками с топливом на открытой площадке. Люди, проводившие испытания, располагались за какой-нибудь защитной стенкой или в окопе. Клапаны часто управлялись с помощью длинных тяг. В принципе постройка испытательного стенда на открытом месте с укрытием для обслуживающего персонала является правильной идеей; следует только отметить, что в настоящее время, когда приходится испытывать большие двигатели, стенды строятся более сложные и более дорогие, чем раньше. При работе над проектом помещения опытного стенда надо иметь в виду три основных требования: обслуживающий персонал должен быть хорошо защищен; в случае взрыва ущерб должен быть минимальным; люди, находящиеся поблизости от стенда, не должны подвергаться опасности.

Простейшим видом стационарного сооружения является такой стенд, когда двигатель испытывается на открытой площадке и отделен от топливных баков защитной стеной. Наблюдение и управление ведутся в этом случае из бетонированной будки, находящейся на

небольшом расстоянии от испытательного стенда. В случае взрыва взрывная волна быстро ослабевает, что позволяет вести наблюдение за работой двигателя через окна с небьющимися стеклами. Над испытательной площадкой можно устроить легкий навес для защиты от непогоды. Хотя эта конструкция стенда является простой и



Фиг. 47. Современный испытательный стенд.

дешевой, она имеет один основной недостаток: в случае взрыва осколки разлетаются во всех направлениях, создавая широкую зону поражения.

Там, где нет большой и удобной открытой площадки, строятся закрытые испытательные стенды; один из таких стендов показан на рис. 47.

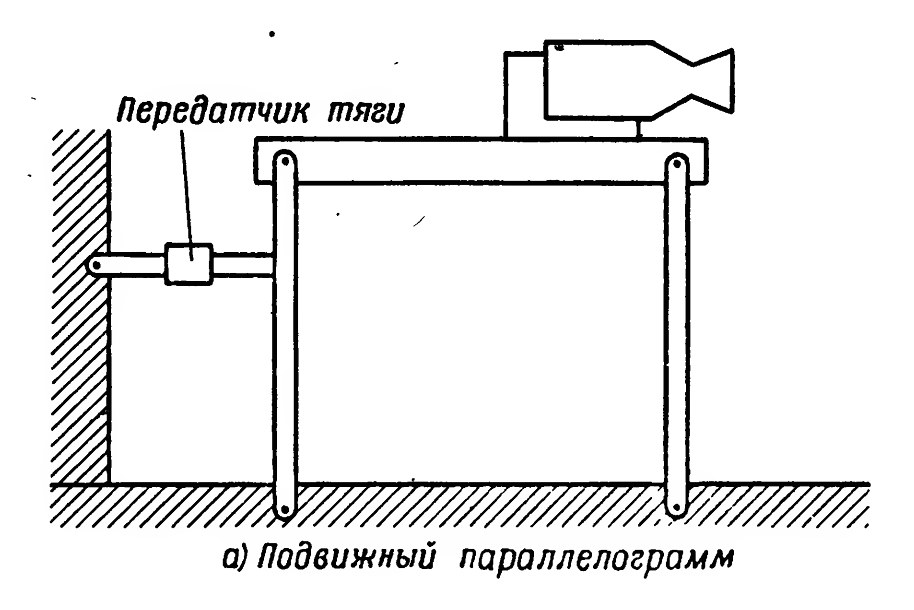
Каждый отсек (бокс) закрыт с трех сторон и имеет бетонную крышку; только та сторона, где помещается двигатель, оставляется открытой — это уменьшает опас-

ность поражения от летящих обломков. К огневому отсеку примыкает комната, в которой размещают приборы контроля и управления и записывающую аппаратуру; за отсеком расположено помещение для хранения топлива. Для простоты и облегчения контроля обычно применяется баллонная система питания, то есть топливо подается сжатым газом. Газ (обычно азот) под большим давлением — около 3500 *фунт/кв. дюйм* — подается через систему трубопроводов из баллонов, расположенных на одном из концов здания, к редукционным клапанам в аппаратную, а оттуда — через запорные клапаны к топливным бакам. Волна от взрыва в таком закрытом помещении может быть весьма значительной; взрыв обычно наблюдают при помощи перископа или системы зеркал. На случай взрыва или пожара в огневом боксе устанавливается спринклерное оборудование; когда спринклеры открываются, вода сразу заливает всю площадку и затем стекает в специальный водосборник.

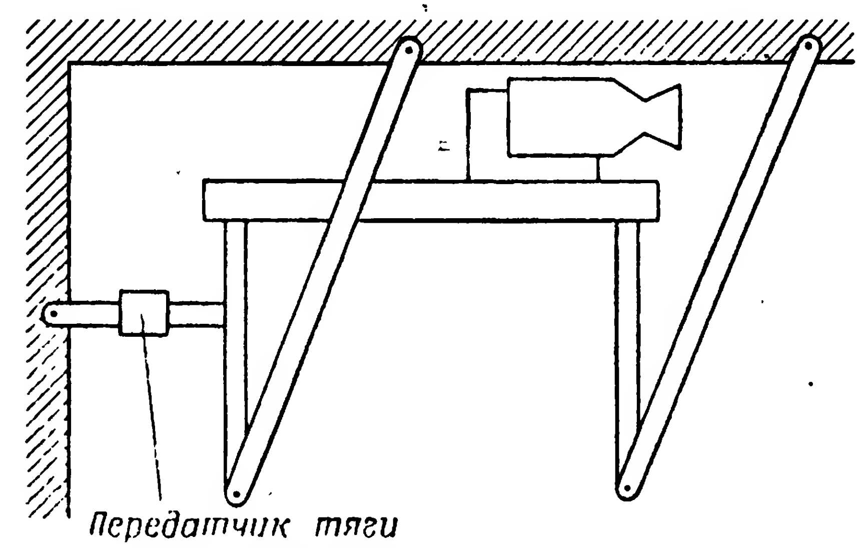
Сама приборная панель очень проста и устанавливается таким образом, чтобы оператору было удобно управлять приборами. О мерах предосторожности уже упоминалось; одной из них является предохранение от случайного включения клапанов и другого электрически управляемого оборудования. Для этой цели ток к контрольной панели подводится через предохранительную коробку, снабженную специальной съемной «контровочной серьгой». Эта серьга имеет штепсельные вилки на каждом конце, которые вставляются в розетки, устроенные таким образом, что приборная панель включается только при определенном (правильном) положении серьги. Делается только одна серьга, она находится у ответственного за проведение испытания лица. Расположение оборудования на испытательном стенде зависит от вида испытания, хотя двигатель всегда монтируется около открытого конца бокса с целью уменьшить до минимума разрушения в случае взрыва. Если не требуется измерять тягу, стенд может быть простой, жесткой конструкции; в противном случае необходим стенд, допускающий некоторое перемещение двигателя.

Обычной конструкцией является подвижный параллелограмм, показанный на фиг. 48, *а*. Неподвижный

параллелограмм (фиг. 48, *б*) более сложен, но имеет то преимущество, что тяга может быть замерена от любой части параллелограмма в отличие от стенда 48, *а*, где



а) Подвижный параллелограмм

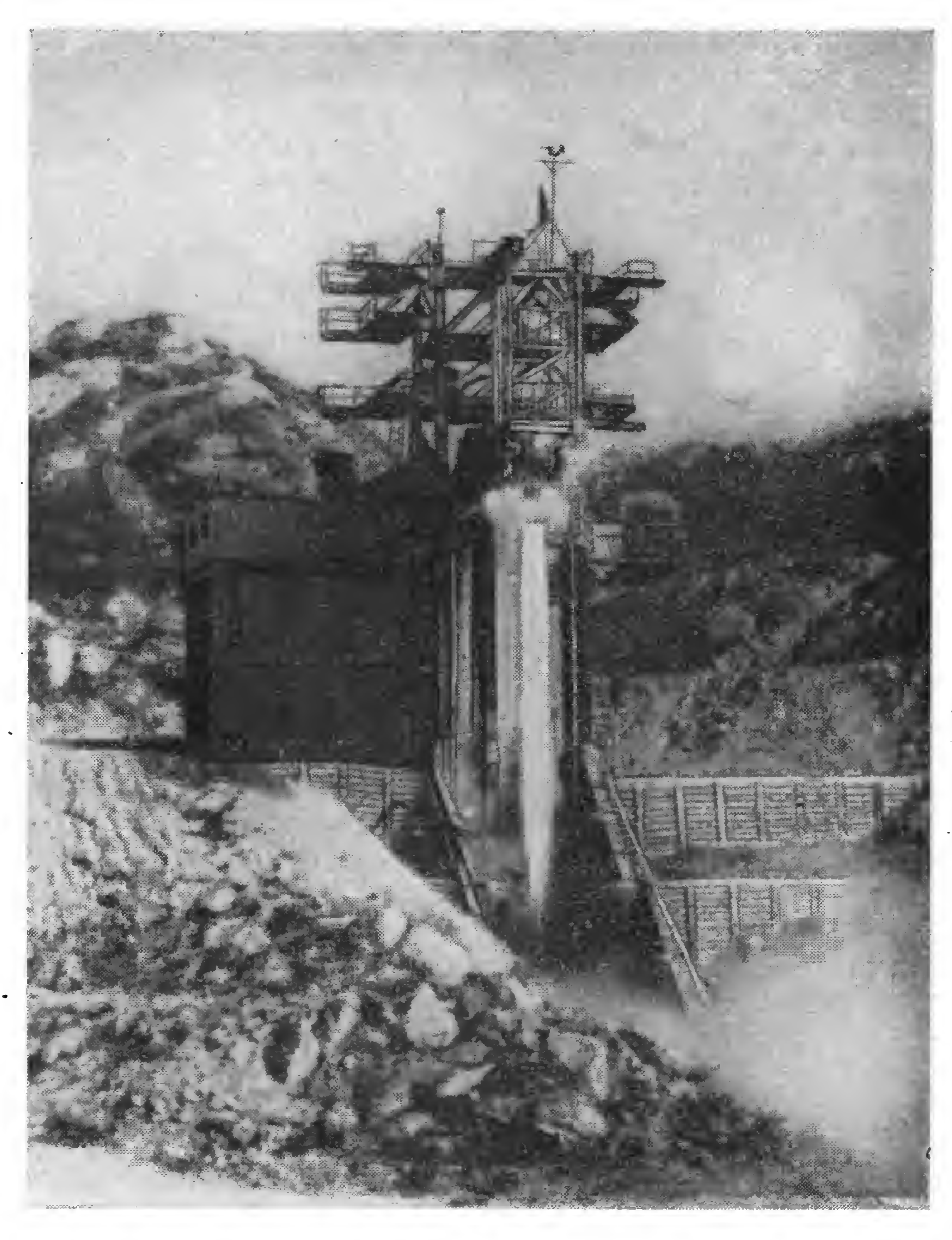


б) Неподвижный параллелограмм (для наглядности показан смещенным)

Фиг. 48. Испытательный стенд параллелограммной конструкции.

любое изменение линии передачи тяги вызывает необходимость в новой тарировке тяги.

Когда испытывается ракета в целом, конструкция стенда должна быть гораздо прочнее [4], так как в этом случае опасность взрыва возрастает вследствие того, что



Фиг. 49. Испытательный стенд для больших ракетных двигателей управляемых снарядов фирмы „Норт Америкен Авиэйшн“.

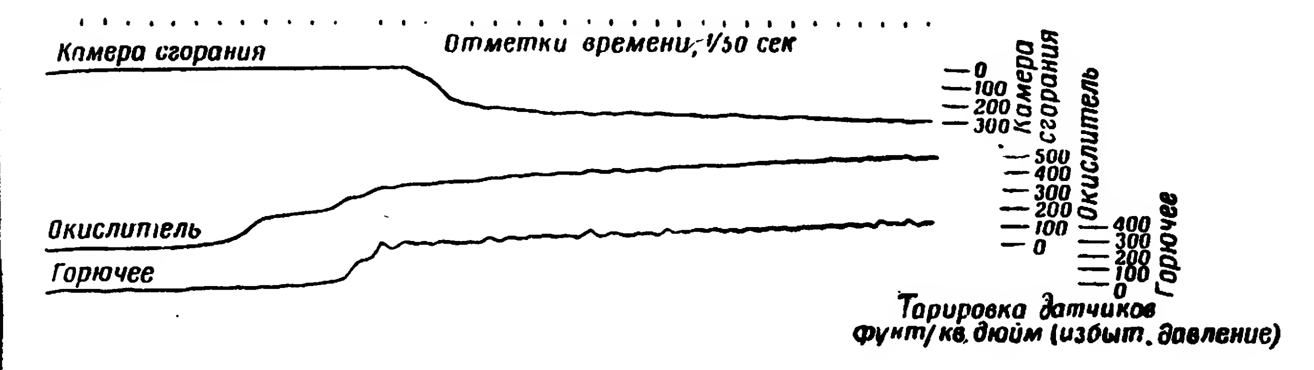
баки с горючим находятся в самом огневом боксе. За ходом испытания можно наблюдать или с большого расстояния, или из подземного убежища. Фиг. 49 дает хорошее представление о размере одного из таких стендов, применяемых для производственных испытаний как двигателей, так и целых объектов. Стенды оборудуются с таким расчетом, чтобы монтаж и испытания можно было производить в кратчайший срок.

Приборное оборудование [5—7]

Так как испытание часто длится всего несколько секунд, редко больше чем 2 мин., все показания приборов должны регистрироваться [8]. Для этого пользуются тремя способами. Первый заключается в том, что приборы, сгруппированные на одной панели, фотографируют через определенные интервалы. Это удобно, так как дает возможность использовать приборы обычного типа и позволяет читать показания прямо с фотопленки, без применения какой-либо тарировки или масштаба. Основной недостаток этого способа заключается в том, что пленку приходится проявлять, затем анализировать и результаты наносить на диаграмму, так что обычно проходит значительный отрезок времени между запуском и моментом получения результатов. Часто необходимо видеть все результаты для того, чтобы определить условия для следующего испытания, и в этом случае для наиболее важных измерений можно использовать параллельно действующие приборы с прямой записью показаний, которые могут быть изучены сразу же после запуска. Любая система, основанная на использовании механических движений, имеет один серьезный недостаток: неудовлетворительную частотную характеристику. Такие приборы, как манометры Бурдона, имеют несколько крупных недостатков; например, когда они подвергаются колебаниям с частотой больше 1—2 *гц*, то показывают только среднюю величину давления. Переходные процессы во время запуска могут регистрироваться электронными приборами, которые, следовательно, и являются самым основным видом приборного оборудования. Другим их преимуществом является то, что результат

любого измерения может быть записан одновременно с отметкой времени, так что давление, температура, расход, открытие и закрытие клапанов и момент воспламенения — все это может быть зафиксировано на одной ленте.

Промышленность выпускает электронные самопишущие устройства, позволяющие вести запись по числу каналов информации до 50; образец обычной записи показан на фиг. 50.

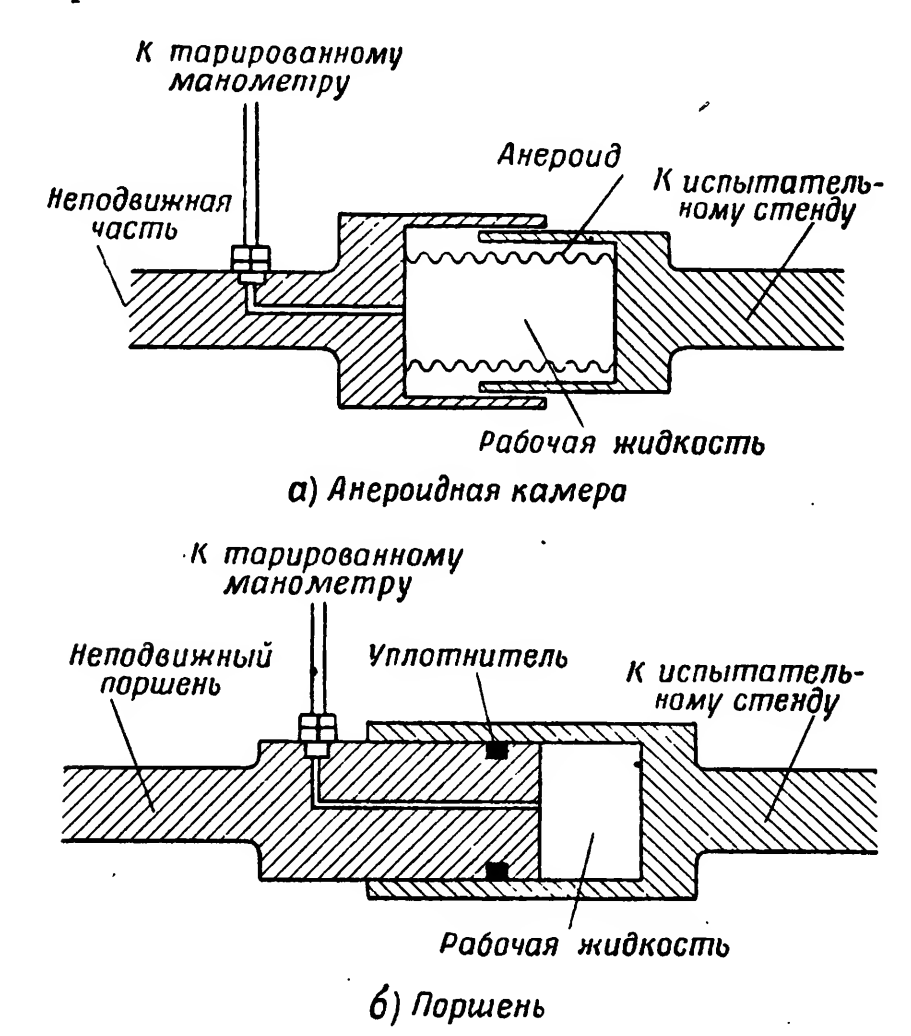


Фиг. 50. Запись давления электронным самопишущим прибором.

Как уже говорилось, испытательный стенд сконструирован так, что допускает небольшое осевое перемещение для измерения тяги [9, 10]. Для передачи тяги наиболее часто употребляется гидравлический прибор, показанный на фиг. 51; давление передается при помощи анероидной камеры *а* или поршня *б*. Точные значения могут быть измерены путем применения гидравлической упорной подушки с датчиком. Другим методом является использование балки с тензометрическим датчиком для измерения отклонения. Иногда бывает нужно измерить боковые составляющие тяги или даже крутящий момент, создаваемый газовыми рулями. Тогда требуется очень сложное измерительное устройство, похожее на аэродинамические весы.

Давления являются, возможно, самыми важными параметрами в ракетных двигателях; к счастью, их можно легко измерить [11]. Почти при каждом испытании записывают давления в топливных баках, головке, камере сгорания, а часто и во многих других местах. Чаще всего для этой цели применяется обычный манометр Бурдона,

хотя для получения точных данных о перепаде давления в форсунках иногда используются и дифференциальные манометры.

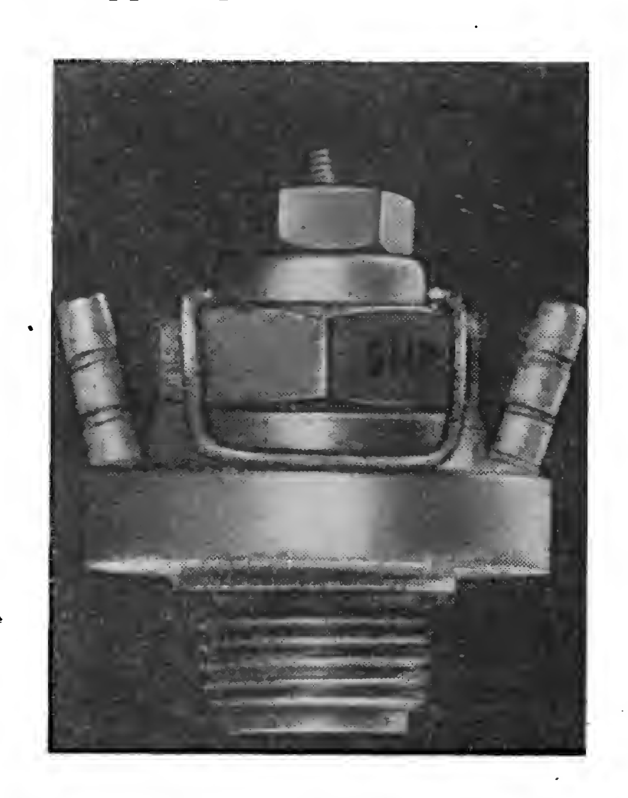


Фиг. 51. Приборы для измерения тяги.

Датчики давления [12], которые тоже употребляются довольно часто, работают на таком принципе: механическая работа, производимая давлением жидкости или газа, переводится в электрический сигнал, который в свою очередь преобразуется, усиливается и записывается.

Все приборы тарируются обычно непосредственно перед запуском и сразу же после него, с тем чтобы обнаружить и устранить всякое отклонение от показаний контрольного прибора. Сам датчик должен быть прочным, способным выдержать высокие ударные нагрузки,

которые получаются во время запуска, работать надежно, без погрешностей, быть нечувствительным к температурным отклонениям и обеспечивать линейную зависимость между давлением и тягой двигателя. Один из наиболее часто применяемых приборов, работающих на принципе изменения емкости, показан на фиг. 52. В нем давление, воздействуя на диафрагму, изменяет объем между ней и неподвижно закрепленной пластинкой; это изменение объема влияет на величину сигнала, который передается на прибор с определенной частотной модуляцией. В тех случаях, когда датчик должен работать с газами высокой температуры, применяется водяное охлаждение.



Фиг. 52. Заборник давления емкостного типа.

Измерение величины расхода топлива [13] всегда было трудной задачей. Приборов, способных измерить такие большие расходы, как расход азотной кислоты и жидкого кислорода при высоком давлении, долго нигде не производили, и научным работникам, работающим над ракетными двигателями, приходилось самим конструировать это оборудование.

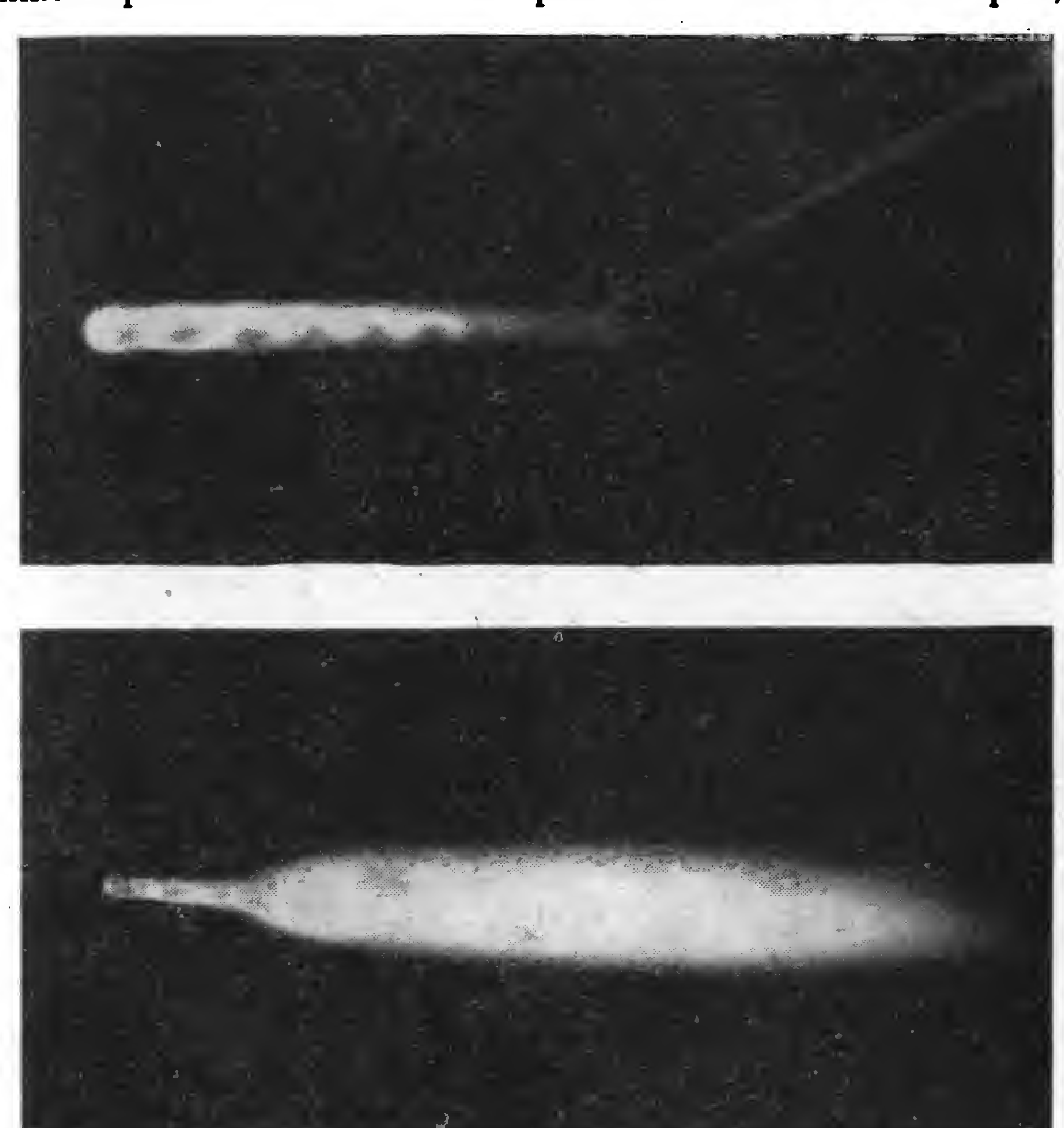
Среднюю величину расхода определить очень просто: надо лишь взвесить топливные баки до и после испытания. Можно усовершенствовать этот метод: записать вес баков последовательно во время испытания и тем самым получить среднюю величину расхода для различных моментов испытания. Однако эти методы, как правило, позволяют определить лишь среднюю величину расхода. Поэтому в течение последних лет было затрачено много усилий на то, чтобы создать подходящую аппаратуру

для измерения расходов топлива. Такие приборы, как расходные шайбы и поплавковые измерители, использовались довольно успешно, но все они имеют один недостаток: вызывают нежелательное падение давления, так как нередко слишком массивны. Например, расходные шайбы должны работать при статическом давлении, достигающем примерно 600 *фунт/кв. дюйм,* и при этом давлении еще должен быть точно определен перепад в несколько дюймов ртутного столба.

Одним из пользующихся наибольшей известностью приборов, сконструированных специально для ракетных двигателей, является измеритель расхода Поттера. Он имеет вид турбины и состоит из свободно вращающегося ротора с лопастями — крыльчатки, помещаемой в потоке. Небольшой магнит, смонтированный на роторе, возбуждает пульсирующий ток в расположенном извне датчике. Частота пульсаций пропорциональна скорости вращения ротора, а следовательно, массе потока (для потока с постоянной плотностью). Измерители Поттера, выпускаемые в настоящее время, могут измерять расходы потоков коррозийных жидкостей от 0,05 до 500 *фунт/сек* при значительных температурных колебаниях — от температуры жидкого кислорода до нескольких сот градусов — и при давлении до 35 000 *фунт/кв. дюйм.*

Так как двигатель часто работает с минимальным запасом прочности, температуры имеют для него большое значение (особенно температура стенки камеры). Обычно для измерения температур стенки, топлива и охлаждающей жидкости используются термопары, однако их нужно применять очень осторожно. Для измерения температуры топлива следует пользоваться лишь термопарами, изготовленными из определенных материалов. Измерение температуры газов [14] сопряжено с очень большими трудностями, но, к счастью, требуется только при проведении научных исследований. Трудность заключается не только в высоких температурах, но и в высоких скоростях газовых потоков (до 7000 *фут/сек.*) и высоких температурных градиентах в пограничном слое. Чаще всего применялись различные оптические способы измерения температуры газов [15], например с по-

мощью пирометров или по линиям натрия — этот способ в основном заключается в сравнении по яркости излучения черного тела со спектральными линиями натрия,



Фиг. 53. Пламя ракетного двигателя.

введенного в пламя. Недавно создан спектрографический метод [16], использующий принцип эффекта Допплера; он может быть применен для определения как температуры пламени, так и скорости газового потока.

Хороший инженер обычно многое может сказать о двигателе по характеру его работы, и инженер-ракетчик

не составляет исключения. Если у него есть опыт, он всегда сможет определить, что двигатель работает не вполне хорошо, что соотношение смеси является не таким, как нужно, что расход топлива мал или, наоборот, велик, что частично засорена головка. Основным признаком, которым руководствуется инженер, является пламя. При хорошей головке и соответствующем объеме камеры горение почти полностью заканчивается в камере и пламя короткое. При плохой головке или при недостаточном объеме камеры горение может происходить и за пределами сопла; такое явление называют «догоранием». На фиг. 53 показан один и тот же двигатель с хорошим горением и с явлением догорания. Различные неполадки в работе впрыскивающей системы также влияют на состав продуктов сгорания за пределами сопла и иногда их можно обнаружить по пламени. Так, частичная закупорка в головке будет вызывать появление светлых или темных полос в пламени в зависимости от условий работы.

Фотоснимок пламени [17] позволяет, таким образом, контролировать показания приборов. Поэтому обычно во время испытания пламя горения все время фотографируется и в дальнейшем эти снимки используются в качестве вспомогательного средства для оценки работы двигателя. С целью детального исследования рабочих характеристик головки двигателя иногда прибегают к газовому анализу. Из-за высоких температур и скоростей газов брать их пробы [18] очень трудно. Для того чтобы получить полную картину распределения продуктов сгорания в сопле, должны быть взяты ряд проб в различных местах сечения сопла. Для взятия проб могут быть использованы охлаждаемые водяные зонды [19].

Испытания топлива

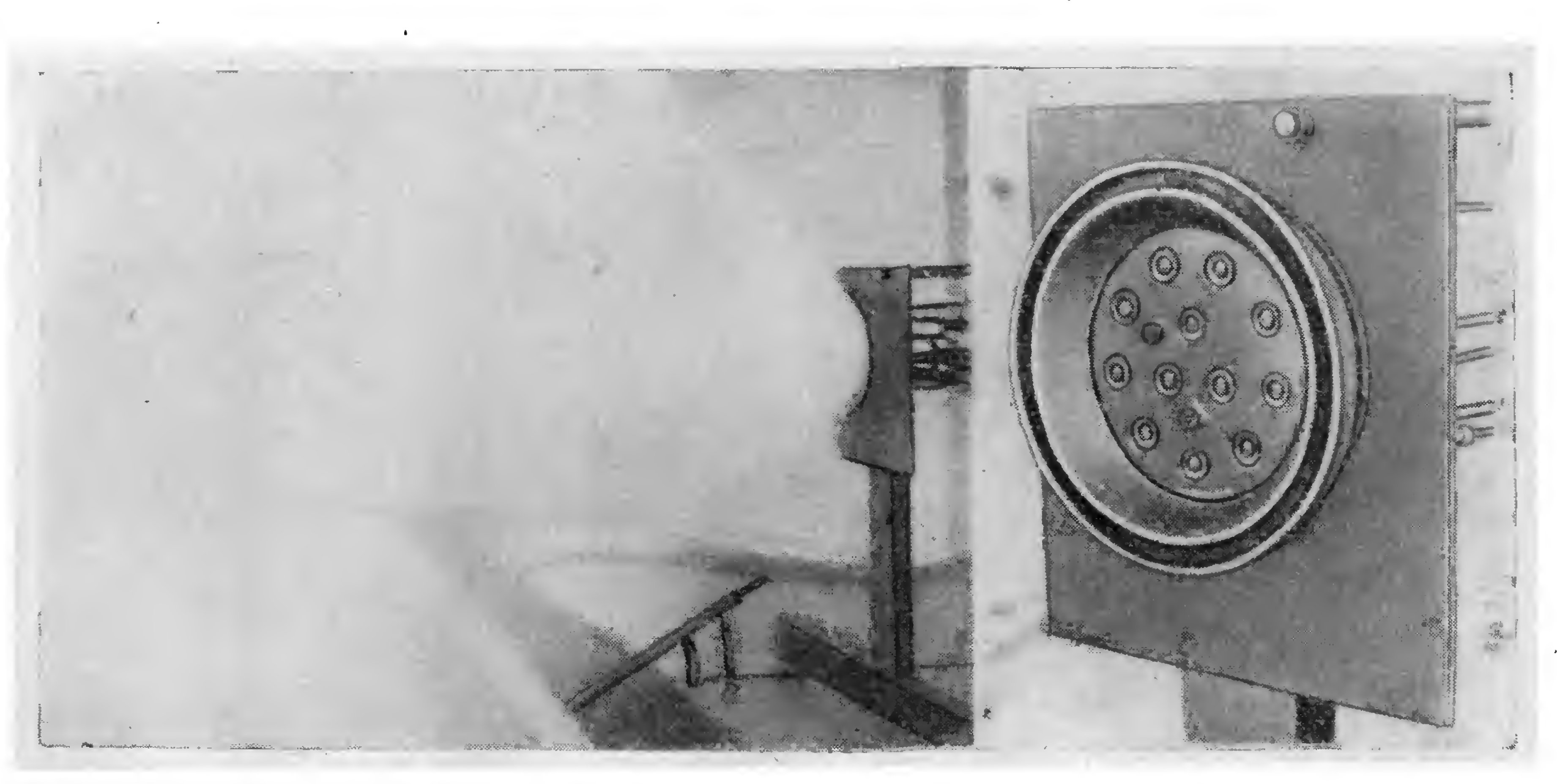
Наряду с запусками существует много других видов испытаний. Так как работа ракетного двигателя зависит в большой степени от правильного изменения давления посредством различных узлов и деталей установки, то проверка расхода топлива имеет довольно важное значение; она часто проводится на основном испытательном

стенде путем использования воды вместо топлива. Поскольку этот вопрос очень важен, иногда для исследования расходов выделяется специальная лаборатория. Ввиду того что протекание процессов в двигателе не может быть прослежено во время работы обычным путем, испытание головок водой дает возможность наблюдать характер взаимодействия струй, распыление, смешение и распределение жидкости.

Такие испытания, когда вместо горючего используется вода, конечно, далеки от реальных условий запуска, но, если внимательно отнестись к полученным результатам, они могут оказаться полезными для улучшения работы головки. Испытание головки двигателя водой показано на фиг. 54.

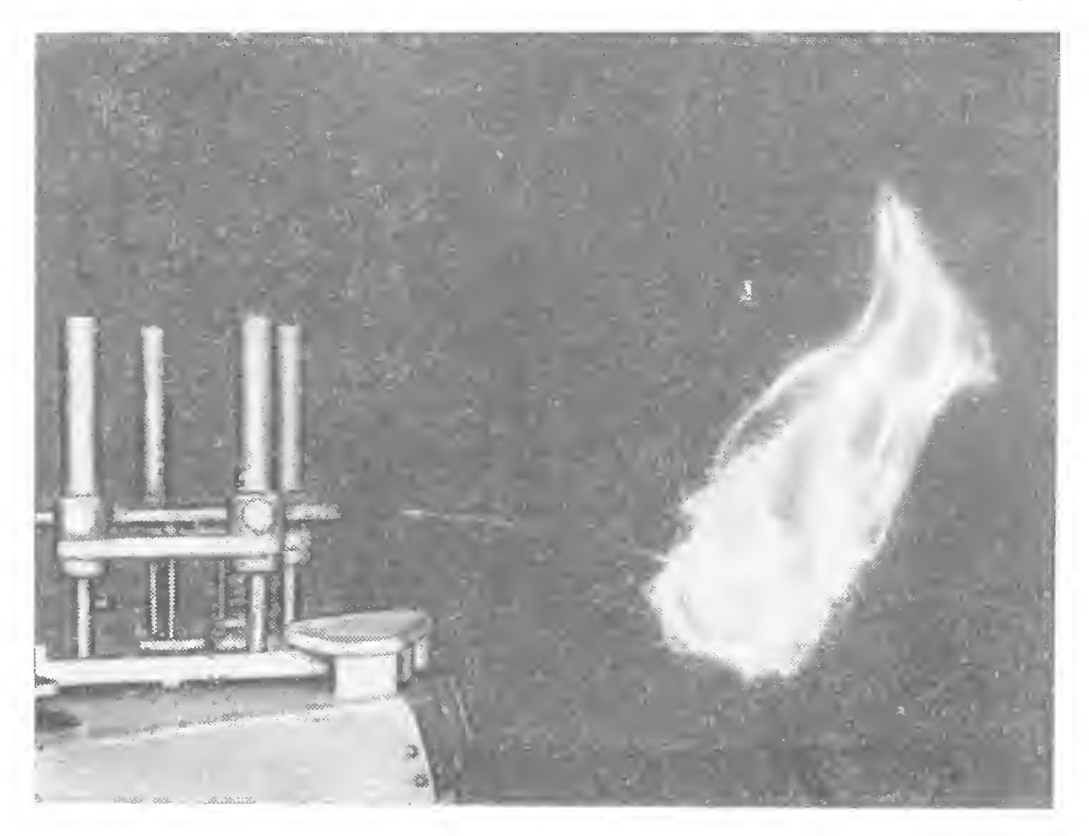
Оборудование для испытания и доводки других частей двигателя, таких, как клапаны, насосы и турбины, хотя и обладает некоторыми специфическими чертами, но в общем мало отличается от уже описанного. Следует, впрочем, отметить, что испытания турбонасосного агрегата сопряжены с большим риском вследствие высокой скорости вращения крыльчатки, которая может достигать 30 000 об/мин. Поэтому эти испытания, по крайней мере на первой стадии, проводятся на стендах такой же конструкции, как и стенды, на которых испытывается весь двигатель, хотя и гораздо более легких.

Испытание топлив важно с двух точек зрения. Во-первых, необходима проверка концентрации и состава топлива, от которых зависят его энергетические характеристики. Например, для самовоспламеняющихся топлив, как мы видели, очень важна величина задержки воспламенения. Для перекиси водорода и топлива «C-Stoff» задержка может стать катастрофически большой, если концентрация перекиси сильно понизится или если количество катализатора в горючем окажется недостаточным. Эту задержку можно приблизительно определить, пустив несколько капель одного топлива в другое — опытный инженер сразу может сказать, допустима ли та или иная задержка воспламенения или же нет. Для более точного определения задержки, необходимого для исследовательской работы, существует специальное оборудование. Одним из устройств для



Фиг. 54. Испытание головки двигателя (вместо горючего используется вода).

измерения задержек воспламенения является двухсопловой аппарат [20], показанный на фиг. 55. В нем два компонента топлива впрыскиваются горизонтально через отдельные сопла, расположенные под небольшим углом. Пламя появляется гораздо ниже точки смешения компонентов, длина струи смеси пропорциональна задержке



Фиг. 55 Двухсопловой аппарат для определения задержки воспламенения.

воспламенения. Задержка воспламенения может быть подсчитана путем измерения вертикального расстояния между точкой, в которой два компонента смешиваются, и точкой, в которой появляется пламя.

Во-вторых, испытания топлив необходимы в процессе работы над новыми топливными смесями и при исследовании влияния таких факторов, как окружающая температура и давление, на энергетические характеристики топлива. Характеристики очень активных компонентов, включая фтор, бор, магний и т. д., не могут в ряде случаев быть определены с достаточной степенью точности из-за отсутствия данных о термодинамических свойствах

их продуктов сгорания. Но даже когда возможны довольно точные подсчеты, нужно знать такие факторы, как требуемая величина L и скорость передачи тепла. Во многих случаях очень трудно получить нужное топливо в больших количествах, поэтому был разработан метод испытаний с «микроракетами» [21, 22]. Термин «микроракета» применяется к ракетным двигателям с тягой менее десятка фунтов. Расход топлива двигателем в этом случае очень небольшой, стало быть, могут вполне испытываться дорогие или редкие топлива. Испытательный стенд может быть небольшим и дешевым, и так как величины расходов низки, то никаких особых мер предосторожности не требуется. Весь стенд, включая баки, может быть сделан таким компактным, что легко может поместиться в холодильнике или в маленькой барометрической камере для испытаний при низких температурах или низких давлениях. Но, возможно, одним из основных преимуществ такого метода является то, что из-за чрезвычайно низких расходов может применяться очень удобная система подачи топлива, которая обеспечивает постоянный и легко измеряемый расход независимо от давления в камере.

Глава VII

УПРАВЛЯЕМЫЕ СНАРЯДЫ — ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Хотя реактивные снаряды в виде пороховых ракет применялись еще в XIII веке, управляемые снаряды появились лишь каких-нибудь десять лет тому назад. Еще во время первой мировой войны проф. А. М. Лоу проводил опыты над системой управления для так называемых «летающих бомб», а в 1917 и 1918 годах им было произведено несколько сот запусков крупных моделей бипланов с обычным поршневым двигателем и воздушным винтом, управляемых с помощью одноканальной системы радиосвязи. Тем не менее прошло очень долгое время, пока появились современные управляемые снаряды [1], создание которых стало возможным лишь благодаря разработанным в годы второй мировой войны чрезвычайно легким прямоточным и ракетным двигателям, электронным приборам, сервомеханизмам и радиолокаторам. При описании ракетных двигательных установок уже подчеркивалось, что вследствие необходимости максимально облегчить вес многие детали работают лишь с небольшим запасом прочности.

То же самое можно сказать и о самих снарядах, управляемых и неуправляемых, предназначенных как для поражения противника, так и для исследовательских целей. Пришлось много поработать над двигательными установками и топливами, аппаратурой наведения, сервомеханизмами, источниками питания электроэнергией, боевым зарядом и приборами для высотных исследований, чтобы сократить до минимума объем и вес каждой детали. Все это наряду с затруднениями и большими расходами, связанными с проведением летных испытаний, превращает разработку управляемых снарядов в дорогостоящий и длительный процесс.

Прежде всего управляемые снаряды можно разделить на исследовательские снаряды и снаряды военного назначения. Хотя они во многих отношениях являются сходными, между ними существует одно очень важное различие. Так, исследовательские снаряды или снаряды-зонды, предназначенные, как правило, для исследования верхних слоев атмосферы, не нуждаются в системе управления, поскольку сами по себе обладают устойчивостью. Снаряды же военного назначения, которые нужно «доставлять в определенное место», приходится тщательно наводить на всей траектории полета до цели, и это, вероятно, одна из самых трудных проблем, связанных с разработкой управляемых снарядов. Второй характерной особенностью исследовательских снарядов является то, что, поскольку их главная задача заключается в проведении научных исследований практически за пределами атмосферы, на них всегда устанавливаются только ракетные двигатели, в то время как для снарядов, предназначенных для других целей, можно пользоваться прямоточными, пульсирующими и турбореактивными двигателями.

Управляемые снаряды военного назначения могут применяться для выполнения самых различных задач. Их можно разделить на следующие четыре основных класса:

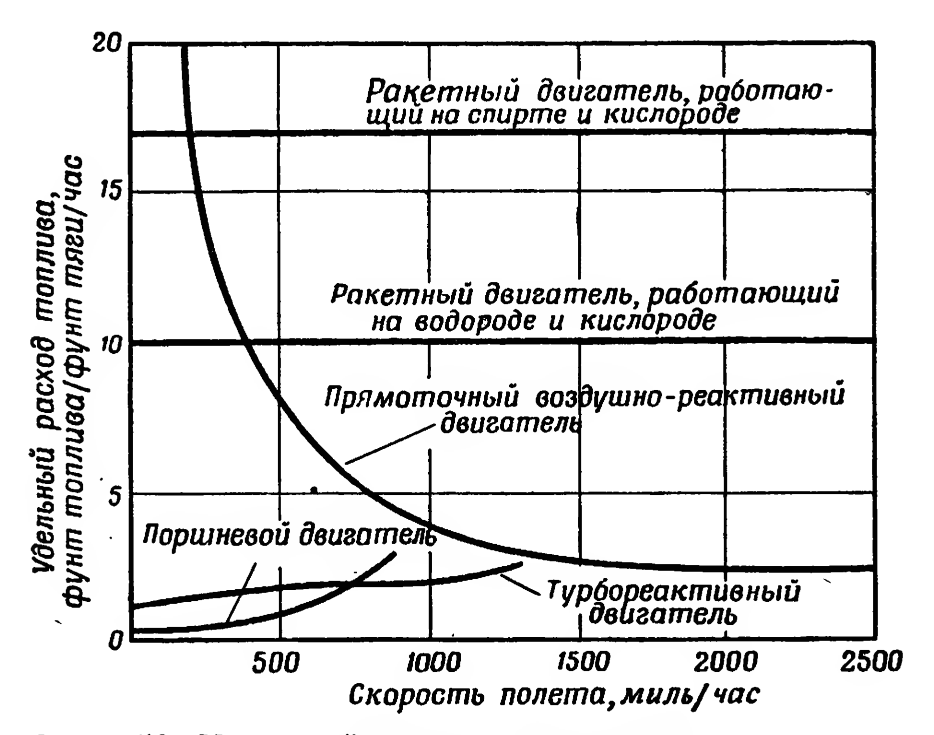
1) земля — земля, 2) земля — воздух, 3) воздух — воздух, 4) воздух — земля.

Снаряды каждого класса можно в свою очередь подразделить на более мелкие категории в зависимости от типа двигательной установки, системы наведения и т. д., но для рассматриваемых в настоящей книге вопросов приведенной классификации вполне достаточно.

Двигательные установки

Прежде чем приступить к более детальному рассмотрению управляемых снарядов, полезно будет ознакомиться с существующими двигательными установками, для того чтобы определить их достоинства и недостатки и выяснить, в частности, возможности применения ракетного двигателя. В основном существуют следующие типы

двигателей для летательных аппаратов: поршневой, турбовинтовой, турбореактивный, пульсирующий, прямоточный и ракетный. В первую очередь вследствие его первостепенной важности будет рассмотрен вопрос расхода топлива; хотя при рассмотрении рабочих характеристик ракетных двигателей обычно говорят об удельной тяге, в настоящем разделе для облегчения сравнения с другими двигательными установками речь будет идти об удельном расходе топлива.

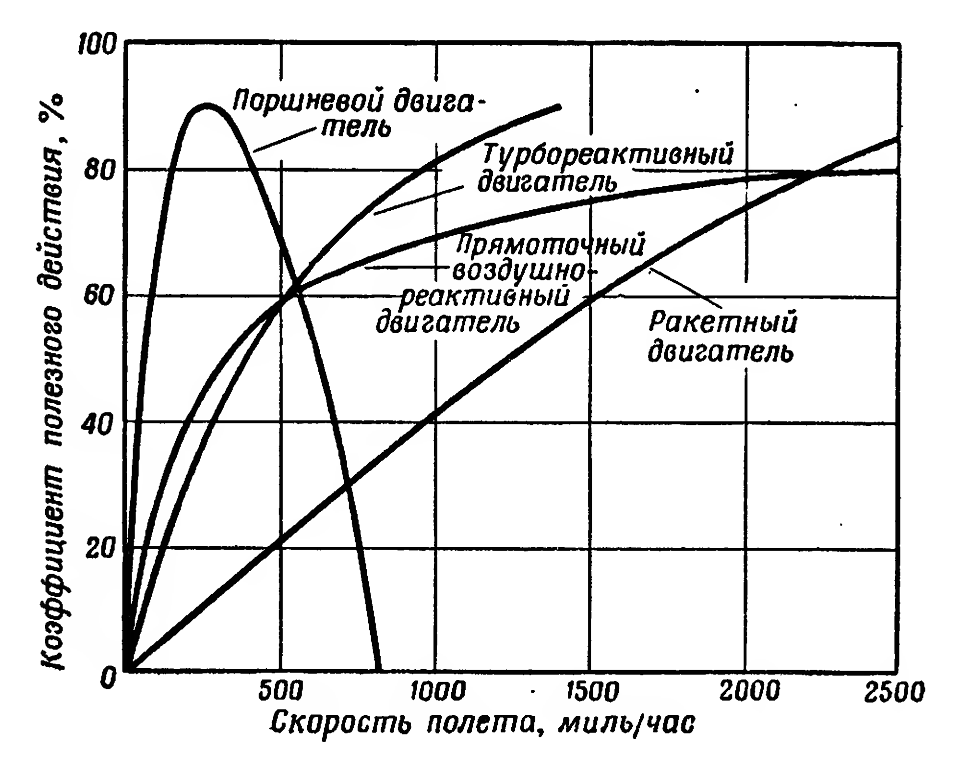


Фиг. 56. Удельный расход топлива для различных двигательных установок.

На фиг. 56 представлен характер изменения удельного расхода топлива в зависимости от скорости полета на уровне моря для основных типов двигательных установок.

Хотя расход топлива в турбореактивном, турбовинтовом и поршневом двигателях весьма невелик, сила тяги на единицу лобовой поверхности также крайне мала, что, по существу, исключает возможность их применения на объектах, которым требуется сверхзвуковая скорость. Кроме того, поршневой, турбовинтовой и турбореактивный двигатели сложны по конструкции и обходятся весьма дорого, так что по этим соображениям не может

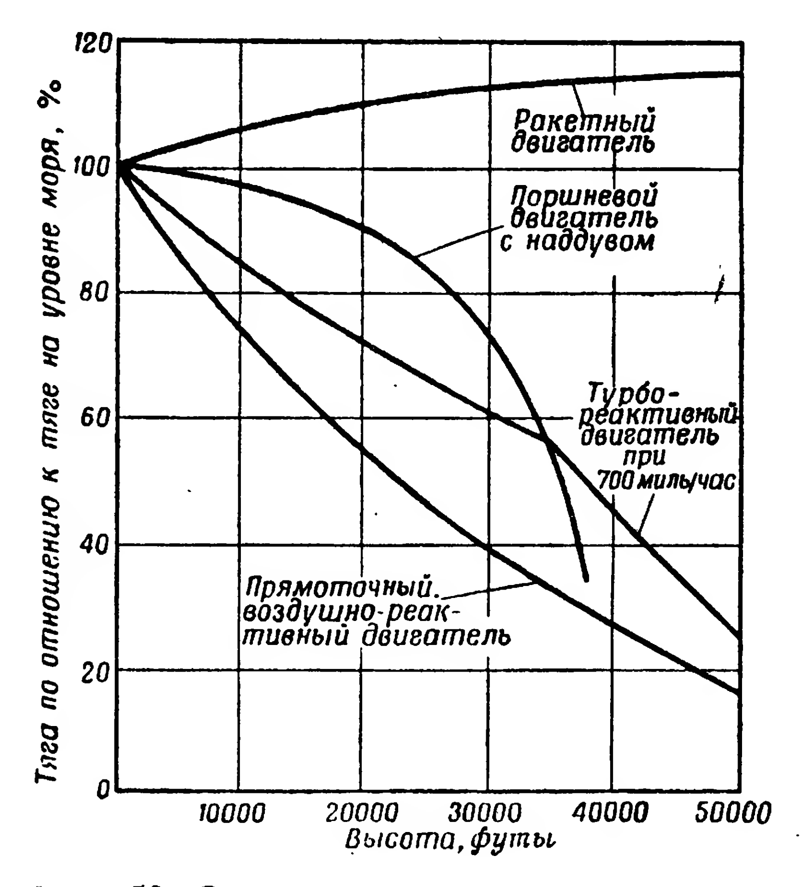
быть и речи об их применении на управляемых снарядах. Несмотря на то, что расход топлива в ракетном двигателе столь значителен (примерно в 10 раз больше, чем в турбореактивном двигателе при полете на уровне моря со скоростью звука), сила тяги на единицу лобовой площади у него значительно больше, чем у любого другого двигателя, и, таким образом, он отлично подходит там, где требуется сверхзвуковая скорость. Общий характер



Фиг. 57. Тяговый коэффициент полезного действия различных двигательных установок.

расхода топлива прямоточным двигателем выразить графически очень трудно, ибо он зависит в значительной мере от расчетной скорости; приведенная на рисунке кривая характерна для сверхзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Так как работа прямоточного двигателя зависит от скоростного напора воздушного потока, набегающего на двигатель, а последний в свою очередь изменяется пропорционально квадрату скорости летательного аппарата, становится очевидным, что тяга на малых скоростях будет весьма невелика; в самом деле, существует некоторый нижний предел скорости, за которым тяга вообще создаваться не будет.

Для сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей существует также некоторый диапазон неустойчивой работы в области скоростей. При вхождении в этот диапазон создаваемая тяга оказывается недостаточной для ускорения, и снаряду, снабженному сверхзвуковым прямоточным воздушно-реактивным двигателем,



Фиг. 58. Зависимость тяги различных двигательных установок, отнесенной к тяге на уровне моря, от высоты полета.

приходится сообщать ускорение посредством вспомогательного ракетного двигателя до тех пор, пока он окончательно не пройдет этот диапазон неустойчивости. Неспособность создать на земле тягу, необходимую для взлета летательного аппарата, является главным недостатком прямоточного воздушно-реактивного двигателя и сводит на нет его отличные показатели по расходу топлива и тяге на единицу лобовой площади.

Характер изменения тягового коэффициента полезного действия в зависимости от скорости полета для двигателей различных типов показан на фиг. 57.

Наиболее важным моментом является малый тяговый к. п. д. ракетного двигателя на невысоких скоростях, возрастающий до 100%, когда скорость полета достигает скорости истечения газов. Следовательно, ракетные двигатели там, где требуются небольшие скорости, неэффективны, хотя в некоторых случаях их все же применяют. Но в тех областях ракетной техники, где достигаются большие скорости — таких скоростей достигают, например, баллистические ракеты дальнего действия, — их можно использовать с максимальной эффективностью.

На фиг. 58 представлен характер изменения тяги (отнесенной к тяге на уровне моря) в зависимости от высоты полета для различных типов двигательных установок.

Тяга всех двигательных установок, работа которых зависит от окружающей среды, падает по мере увеличения высоты полета, в то время как тяга ракетного двигателя возрастает вследствие уменьшения противодавления на выходе из сопла, а следовательно, увеличения коэффициента расширения. Таким образом, применение двигателей, нуждающихся в питании окружающим воздухом, ограничивается определенными высотами полета.

Классификация управляемых снарядов

Теперь можно рассмотреть более подробно четыре основных класса управляемых снарядов. Снаряды класса «земля — земля» можно дополнительно подразделить на снаряды ближнего и дальнего действия. Снаряды ближнего действия можно использовать на фронте для ведения сосредоточенного огня при подготовке к наступлению. Обычно к ним предъявляют следующие требования: доставка к цели как можно большего боевого заряда и быстрота запуска. Так как обычно применяют большое число снарядов, точность не имеет первостепенного значения; но зато снаряд должен всегда обладать большой прочностью, чтобы не получить повреждений при транспортировке в условиях боевых действий. Как известно, во время второй мировой войны широко применяли неуправляемые пороховые ракеты.

Совершенно другое дело — ракеты дальнего действия. Их запуск производится с постоянной базы или по крайней мере с базы, находящейся в далеком тылу, где действие радиопомех, создаваемых противником, является минимальным. Задача заключается в том, чтобы доставить заряд обычного или ядерного взрывчатого вещества к цели, удаленной от места запуска на сотни и даже тысячи миль, причем возможное отклонение не должно превышать нескольких миль [2]. Аппаратура наведения и управления, необходимая для выполнения этой задачи, стоит очень дорого, поэтому нужно стремиться свести возможность перехвата противником ракеты к минимуму; это особенно важно, если пользуются дорогостоящим атомным зарядом. Именно здесь наиболее ярко проявляется различие между ракетными двигателями и двигателями, работа которых связана с окружающей атмосферой. При наличии ракетного двигателя снаряд может лететь по баллистической траектории и достигнуть такой большой скорости и высоты полета, которые чрезвычайно затрудняют перехват; полет в сильно разреженных слоях атмосферы позволяет пренебречь ничтожными потерями от лобового сопротивления, а большие скорости обеспечивают высокий тяговый к. п. д. Следующим двигателем, наиболее полно отвечающим этим требованиям, является прямоточный воздушно-реактивный двигатель. Однако на большей части своей траектории снаряд с таким двигателем летит на одной высоте, поэтому, несмотря на высокую скорость полета, этот тип снаряда гораздо легче перехватить, чем баллистическую ракету. Конкурентами ракетного двигателя как установки для снарядов дальнего действия выступают также пульсирующий и турбореактивный двигатели. Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель, который применяли немцы на снарядах Фау-1, пригоден только для полета на дозвуковых скоростях, но он весьма прост и легок. Фау-1 представлял собой автономноуправляемый снаряд небольших размеров, летавший на малых высотах с максимальной скоростью около 400 *миль/час*; изготовление его обходилось сравнительно недорого. Однако кажется сомнительным, чтобы в настоящее время было целесообразно применять для решения стратегических задач

управляемые снаряды с пульсирующим воздушно-реактивным двигателем, поскольку современные истребители-перехватчики могут летать на звуковых скоростях.

Реактивные снаряды класса «земля — воздух» (зенитные) в прошлом принадлежали по большей части к типу неуправляемых, но за последние годы, по-видимому, основное внимание стали уделять управляемым снарядам с системой самонаведения на цель. Эти снаряды имеют достаточные размеры для размещения приборов управления; наведение на цель осуществляется как с земли, так и с помощью системы самонаведения. Двигатель на этом снаряде работает в течение всего или почти всего времени полета и поэтому в подавляющем большинстве случаев всегда является жидкостным. На неуправляемых зенитных снарядах чаще всего устанавливались пороховые двигатели, хотя по меньшей мере на одном таком снаряде был использован двигатель на жидком топливе.

Одним из главных требований, предъявляемых к снарядам класса «воздух — воздух», является малый вес и небольшие размеры. Вследствие этого в прошлом чаще всего применяли простой неуправляемый реактивный пороховой снаряд; правда, были также и управляемые снаряды этого класса.

Для поражения наземных целей с воздуха существует три различные категории реактивных снарядов. Для обстрела наземных целей применяют неуправляемые пороховые ракеты, которые могут принадлежать и часто принадлежат к точно такому же типу, как и авиационные ракеты класса «воздух — воздух». Для бомбардировки с небольшой высоты можно использовать специальные авиационные бомбы с ракетным двигателем, сообщающим дополнительную скорость, причем для этой цели обычно пользуются пороховыми двигателями. Дальнейшим развитием такой бомбы является планирующая бомба со вспомогательным ракетным двигателем, которую сбрасывают с самолета на некотором расстоянии от цели; она наводится на цель либо с самолета, либо с помощью аппаратуры самонаведения.

Системы управления [3, 4]

Неуправляемые реактивные снаряды очень просты; образцы таких снарядов будут рассмотрены в соответствующих главах. Управляемые же снаряды, как показывает само их название, снабжаются системами управления и представляют собой в общем гораздо более сложный механизм. Термин «управление» применяют для описания всех операций, связанных с наведением управляемого снаряда на цель, начиная с момента его запуска. Этот процесс можно подразделить на три основные операции: слежение, исчисление данных и сообщение направления. Слежение заключается в непрерывном наблюдении за относительными траекториями цели и снаряда; исчисление данных представляет собой преобразование информации, получаемой при слежении, в команды, пригодные для подачи их на приборы управления в целях корректировки полета снаряда, а сообщение направления представляет собой процесс преобразования команд, получаемых от счетно-решающего устройства, в механические движения для отклонения рулей снаряда. В принципе это соответствует обычным методам артиллерийской стрельбы по исчисленным данным; разница лишь в том, что в артиллерии цикл засечки цели, исчисления данных и наводки выполняется для каждого выстрела, в то время как для управляемого снаряда этот процесс продолжается непрерывно до тех пор, пока снаряд либо поразит цель, либо минует ее.

Существует четыре основных типа систем управления. Простейшей из них является система *автономного управления,* при которой заранее вычисленная программа задается программному устройству перед запуском и впоследствии не может быть изменена. При системе *командного наведения* снаряд управляется посредством командных сигналов, источник которых находится вне снаряда и обычно помещается на месте запуска или вблизи от него. *Система автоматизированного наведения* заключается в установлении теми или иными средствами трассы полета снаряда и снабжении последнего средствами для опознавания этой трассы. Установленная на снаряде аппаратура реагирует на малейшее отклонение

от трассы и немедленно вырабатывает необходимые поправки. Для *самонаведения* используют какое-либо характерное свойство самой цели, которое может быть воспринято снарядом; последний, таким образом, самостоятельно наводится на цель. Эти системы могут быть использованы в сочетании друг с другом.

Совершенно очевидно, что без соответствующего слежения снаряд не может выполнить свою задачу. Хотя обычно нужно знать расстояние и угловые координаты, определяющие положение снаряда и цели относительно заданной точки, в некоторых простейших случаях можно ограничиться и меньшим количеством данных. Так, например, когда слежение ведется с самого снаряда, часто будет достаточно иметь лишь пеленг цели.

Данные, вводимые в счетно-решающее устройство, состоят из углов и расстояний, которые должны быть использованы для выработки необходимых поправок. Характер обработки данных зависит от избранного метода сближения снаряда с целью, который может быть следующим:

1. *Метод программного наведения.* В данном случае предполагается, что все движения наблюдателя и цели известны до запуска и что все координаты траекторий также известны. Таким образом, счетно-решающему устройству приходится лишь вычислять поправки, необходимые для того, чтобы снаряд возвращался на свою заранее вычисленную траекторию полета.

2. *Метод погони.* Снаряд догоняет цель (отсюда и название этого метода), и счетно-решающему устройству остается лишь выполнять довольно простую работу: следить, чтобы снаряд точно следовал за целью.

3. *Метод совмещения или метод «трех точек».* В данном случае задача заключается в удержании снаряда на одной линии между целью и наблюдателем.

4. *Навигационный метод.* Изменение направления или скорости полета снаряда соразмеряется с изменением направления или скорости полета цели с таким расчетом, чтобы получить курс, ведущий к встрече.

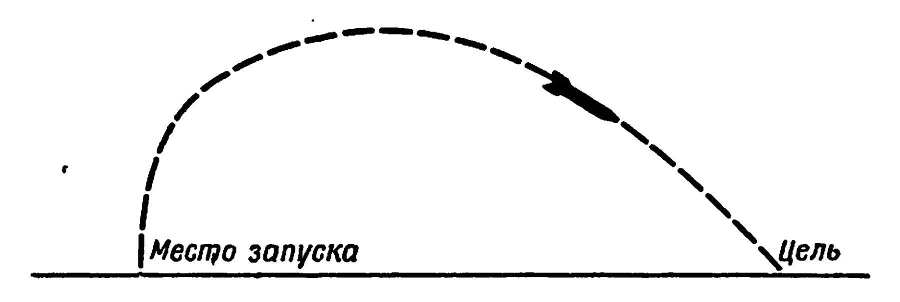
Там, где данные сопровождения сообщаются непосредственно оператору, важно, чтобы он, совершая минимальную ошибку, действовал с максимальной быстро-

той, хотя при сомнительных данных очень полезно не торопиться, а тщательно их проанализировать. Автоматическое вычисление может сократить отрезок времени от момента получения данных до подачи команды и значительно уменьшить вероятную ошибку в том случае, если мы имеем дело с точными данными сопровождения. Однако часто приходится пользоваться приближениями, чтобы дать автоматической аппаратуре возможность решить нужные задачи, а эти приближения вводят погрешности, хотя приборные формулы обычно подбирают таким образом, чтобы ошибки взаимно погашались. Общая чувствительность следящей, вычислительной, приемопередающей и исполнительной аппаратуры также весьма важна. Корректирующее действие вызывается некоторым минимальным отклонением снаряда от правильной траектории полета. Это минимальное отклонение непосредственно зависит от чувствительности всей системы, причем оно обычно возрастает по мере усложнения системы, так как каждый контур увеличивает время ее реакции. Общее отклонение не должно быть настолько большим, чтобы в момент достижения цели снаряд мог оказаться за пределами радиуса действительного поражения.

Время, необходимое для изменения полета снаряда, зависит в значительной мере от действующих на него аэродинамических сил и величины необходимой поправки. Аэродинамическую поправку нельзя ввести мгновенно, так как промежуток времени, потребный для отклонения рулей, чтобы обеспечить нужную корректировку курса, зависит от мощности сервомоторов. Определенное значение имеет и прочность снаряда, которая определяет допустимое ускорение, а следовательно, и минимальное время, необходимое в каждом конкретном случае для возвращения снаряда на заданную траекторию. Если в течение всего времени, требуемого для выполнения этой операции, цель продолжает маневрировать, потребуется дополнительная корректировка. Это рыскание снаряда неразрывно связано с работой сервомеханизмов.

Рассмотрим теперь различные системы управления более подробно. Принцип автономной системы управления

показан на фиг. 59. Он заключается в удержании снаряда на заранее вычисленной траектории полета при помощи программы, устанавливаемой перед запуском и впоследствии уже не изменяемой. Ракету А-4 снабжали хронированной программой, которая в определенный момент так отклоняла рули, что снаряд летел уже не вертикально вверх, как при наборе высоты, а под углом 45° к горизонту, причем интегрирующий акселерометр выключал ракетный двигатель по достижении надлежащей скорости. Преимущества автономной системы заключаются

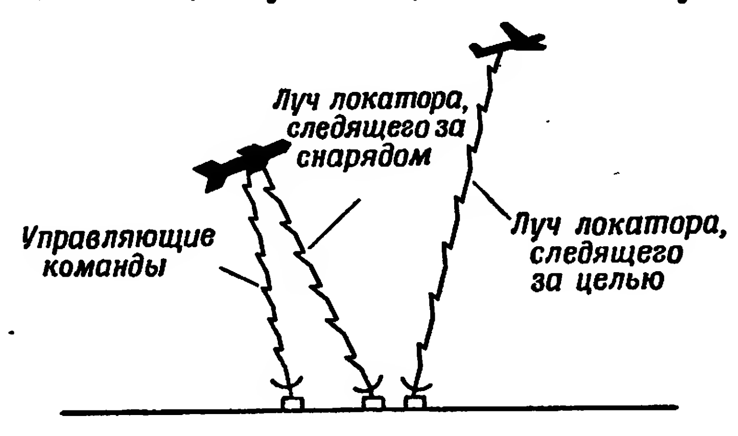


Фиг. 59. Автономная система управления.

в том, что ее радиус действия безграничен, что она абсолютно помехоустойчива и снаряд после запуска становится самостоятельным и не требует никакого наземного оборудования для удержания его на заданной траектории. Таким образом, любое число снарядов может быть запущено одновременно с одной и той же наземной базы. Недостатком этой системы является то, что ею можно пользоваться только для поражения неподвижных целей и что отклонения, вызываемые различными причинами, в частности ветром, не могут быть исправлены, поэтому при стрельбе на большие расстояния точность сильно снижается. Противодействовать систематическим отклонениям можно путем сопровождения при последующих запусках, но тогда радиус действия будет ограничен радиусом действия устройства сопровождения, а число снарядов, одновременно находящихся в полете, будет определяться количеством имеющихся средств сопровождения.

Системой командного наведения в прошлом пользовались довольно часто. В принципе она заключается в подаче снаряду команд из какого-либо внешнего источ-

ника, причем ее можно применять для наведения по методу погони, совмещения или навигационному. Сведения об относительном положении как снаряда, так и цели можно получать либо с земли, либо со снаряда. Применение наземной аппаратуры имеет ту выгоду, что в этом случае на снаряде устанавливается меньше приборов, что позволяет сделать его меньше, легче и дешевле. Сопровождение может быть визуальным, телевизионным, радиолокационным, звуковым, а также осуществляться



Фиг. 60. Телеуправление с радиолокационной системой контроля.

приборами, работающими с использованием инфракрасных лучей (см. таблицу VIII), а команды можно подавать по проводам, по радио или светосигналами. При пользовании проводами, соединяющими снаряд с постом управления, действие искусственных помех сокращается до минимума, в то время как при световой или радиосвязи искусственные помехи могут быть довольно эффективными. Дальность действия проводной связи ограничивается весом тянущегося за снарядом провода: при большом весе летные характеристики снаряда резко ухудшаются. Световую сигнализацию можно использовать лишь в условиях хорошей видимости, а радиосвязь наиболее чувствительна к искусственным помехам, однако обладает радиусом действия в несколько сот километров и работа ее не зависит от метеорологических условий. На фиг. 60 показан принцип системы командного телеуправления с применением радиолокационного сопровождения снаряда и цели с земли и подачей команд по радио.

При системе наведения по лучу [5], которая представляет собой особый вид автоматизированного наведения, снаряд заставляют следовать по определенной трассе и автоматически на ней удерживаться; эта система наведения схематически изображена на фиг. 61.

Таблица VIII

СПОСОБЫ СОПРОВОЖДЕНИЯ УПРАВЛЯЕМЫХ СНАРЯДОВ

Способ	Дальность действия	Точность данных	Рабочие условия
Световой, визуальный	Горизонт и ближе	Средняя	Дневной свет или трассер
Световой, по приборам	Горизонт	Отличная	То же
Телевизионный	Горизонт и ближе	Средняя	» »
Тепловой	Горизонт и ближе	Средняя (только по направлению)	Отсутствие сильного тумана
Радиосвязи	Горизонт	Хорошая (только по направлению)	Любые условия
Радиолокационный	Горизонт и ближе	Весьма хорошая	» »
Звуковой	Небольшая	Средняя (только по направлению)	Небольшой фон
Магнитный	Очень малая	Плохая (только по направлению)	Отсутствие сильного фонового магнитного потока

Луч привязывают к цели, и снаряд после запуска следует в этом луче. Снаряд должен обладать достаточной маневренностью, для того чтобы не отставать от луча при перемещении последнего; в противном случае всякое управление будет потеряно.

Другим видом наведения по заданному направлению является так называемая навигационная система, когда снаряд снабжают средствами для навигации по заранее

установленному курсу. Хотя и несколько более точная, чем автономная, она, однако, не является идеальной, ибо нет такой навигационной системы, которая обеспечивала бы абсолютно точное наведение. Можно воспользоваться любым методом навигации [6, 7], как например взаимно блокированной радиолокационной системой, подобной системе типа Лоран (гиперболической радионавигации).



Фиг. 61. Система наведения по радиолучу.

Эта система страдает тем же недостатком, что и другие системы радио- и радиолокационного наведения: она чувствительна к искусственным помехам. При магнитном и астронавигационном методах наведения [8] воздействие искусственных помех оказывается меньше, однако эти методы имеют свои недостатки.

Все описанные выше системы наведения связаны с отклонением снаряда от правильного курса, которое обычно возрастает по мере удаления снаряда от места запуска. Для борьбы с этим на конечном участке траектории целесообразно применять систему самонаведения. Последняя основана на наличии у цели какого-либо отличительного свойства, которое может восприниматься снарядом; таким образом, цель как бы притягивает к себе снаряд.

Для самонаведения можно использовать многие виды излучения: радиосигналы, радиолокационные сигналы, тепло, свет, звук и магнетизм. Обычно различают пассивные, активные и полуактивные системы самонаведения. При пассивном самонаведении источником используемого

излучения служит сама цель, при активном — снаряд, а полуактивные системы используют какое-либо внешнее облучение цели, производимое, например, с места запуска снарядов. Там, где речь идет об излучениях, создаваемых с определенными намерениями (радиолокационные или радиосигналы), недостатки пассивного самонаведения очевидны: излучение находится под контролем противника, который может просто прекратить работу источника излучения и таким образом лишить снаряд возможности пользоваться системой самонаведения.



Фиг. 62. Активная система самонаведения.

Полуактивное самонаведение требует дополнительной наземной аппаратуры. Принцип активного самонаведения представлен схематически на фиг. 62. Так же как и при слежении, при самонаведении нужно иметь возможность отличать цель от фона. Дальность действия системы также весьма важна, так как в момент включения системы самонаведения будет почти всегда существовать некоторое отклонение, а величина максимального отклонения, которая может быть скорректирована, зависит от квадрата расстояния снаряда от цели. Самонаведение на воздушную цель или на цель, находящуюся на поверхности моря, обычно бывает гораздо проще, чем на наземную цель, так как в последнем случае обнаружение цели затрудняется.

Когда для сопровождения или самонаведения используется радиолокационная установка, ось луча не совпадает точно с целью при перемещении последней, а блуждает, являясь источником ошибки. Существует две причины этого: «мерцание» и «замирание». Когда цель вибрирует и слегка перемещается при кабрировании и

рыскании, точка отражения радиолокационного луча также перемещается, подобно тому как точка отражения света меняет свое положение на движущемся теле,— происходит, как говорят, мерцание. Вместе с тем отражательные свойства различных частей поверхности не одинаковы, что вызывает явление замирания. Эти явления в совокупности порождают неустойчивость сигнала на экране электроннолучевой трубки и могут привести к бесполезному маневрированию снаряда.

Конструкция и запуск

Конструкция управляемых снарядов в большинстве случаев напоминает обычную конструкцию самолетов, за исключением того, что некоторые элементы выполняются с меньшим запасом прочности. Так как иногда приходится иметь дело с высокими поперечными ускорениями, особенно зенитным снарядам, то в этих случаях конструкции могут делаться более тяжелыми. В снарядах можно встретить элементы конструкции, выполняющие то же самое назначение, что и на самолете, а именно корпус (фюзеляж), несущие поверхности и плоскости управления, хотя иногда несущие поверхности отсутствуют, в частности на баллистических ракетах дальнего действия. В некоторых случаях можно добиться облегчения конструкции, используя, например, в качестве баков для топлива часть корпуса; но подобные возможности лучше изложить вместе с описанием общих приемов конструирования на типичных примерах, и поэтому данный вопрос будет рассмотрен в соответствующих главах.

На долю топлива приходится большая часть объема и веса в большинстве ракетных снарядов, причем важно, что основная часть топлива расходуется из топливных баков. На снаряде дальнего действия, где ускорение происходит только в направлении полета, это не проблема, ибо жидкости будут сами скапливаться на дне баков и могут забираться без всякого труда. Однако если снаряд вынужден маневрировать, топливо будет расплескиваться в баках. Изучали возможность применения различных устройств для решения этой проблемы, в том числе поршней, пластиковых мешков внутри баков и ка-

чающихся трубок. Кроме того, по мере расходования топлива смещается центр тяжести снаряда, а это имеет большое значение. Топливные баки помещают как можно ближе к центру тяжести и там, где это выполнимо, забирают топливо с противоположных сторон, с тем чтобы по возможности сохранить положение центра тяжести неизменным.

Существует три способа запуска снарядов. Первый способ — это запуск с пусковой установки без внешнего наведения и с малым ускорением, причем управление осуществляют путем регулировки направления потока продуктов сгорания. Этот способ подходит для снарядов дальнего действия, для которых недопустимы большие ускорения и которые должны наводиться, когда находятся в безвоздушном пространстве, что делает весьма важным управление с помощью струи газов. Ракеты А-4 и «Викинг» принадлежат к этому типу.

Второй способ запуска основан на принципе устойчивости стрелы, но с использованием несколько большего ускорения, чем при первом способе, и с применением направляющей вышки вплоть до достижения устойчивой скорости. Так как обычно требуется чрезвычайно большая металлическая вышка, то этот способ применим только для запуска исследовательских ракет.

При третьем способе используются высокие начальные ускорения для достижения устойчивой скорости полета за короткий срок, следовательно, он требует коротких пусковых направляющих. Обычно именно так запускаются небольшие ракеты. В пороховых неуправляемых ракетах, как например заградительных и небольших зенитных ракетах, топливо сгорает в течение весьма короткого срока, обеспечивая очень высокий суммарный импульс. Набор скорости происходит быстро, поэтому часто пользуются очень короткими установками, почти не обеспечивающими придание снаряду устойчивого направления полета. В более крупных запускаемых с земли или с корабля ракетах подобные ускорения недопустимы, и для этих ракет обычно применяются пороховые ускорители. Чтобы можно было использовать короткую пусковую установку, пороховой ускоритель надо снабдить довольно большими стабилизаторами, которые

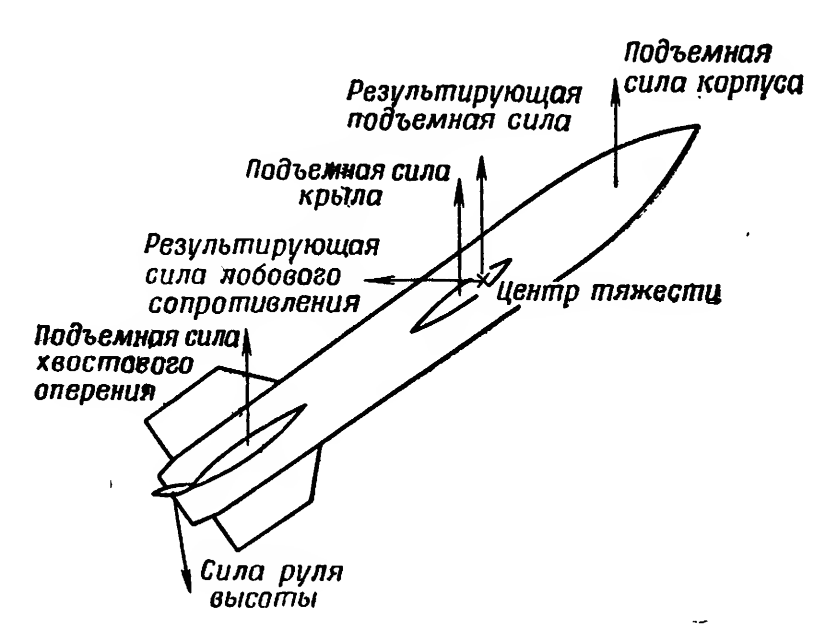
обеспечивают такой комбинированной ракете возможность устойчивого полета на малой скорости. После достижения снарядом скорости, при которой он летит устойчиво, пороховой ускоритель сбрасывается и начинает работать маршевый двигатель.

Испытания управляемых снарядов обходятся весьма дорого, поэтому при каждом испытательном полете должно быть получено как можно больше полезной информации. Так как даже малейшая неисправность может вызвать разрушение снаряда, не удивительно, что был разработан метод испытания управляемых снарядов на земле. Моделирующие устройства [9, 10] представляют собой чрезвычайно сложные электронные счетно-решающие устройства, в которые можно вводить различные характеристики (механические, электрические и аэродинамические) как снаряда, так и цели. Счетная машина может вычислить, будет при данных условиях перехвачена цель или нет; результат графически воспроизводится на диаграммах, а на некоторых устройствах две модели, представляющие цель и снаряд, движутся по соответствующим траекториям своего полета, что позволяет наблюдать за процессом перехвата. Модифицированные варианты снарядов гораздо дешевле испытывать таким образом, чем производить летные испытания. Однако как бы они ни были полезны, эти моделирующие устройства не могут учесть все факторы, и снаряды в конечном счете требуют испытания в полете.

Глава VIII

АЭРОДИНАМИКА УПРАВЛЯЕМЫХ СНАРЯДОВ

Силы, действующие на управляемый снаряд в полете, показаны на фиг. 63. Эта схема относится как к дозвуковому, так и к сверхзвуковому полету, поскольку различие заключается лишь в относительных величинах



Фиг. 63. Аэродинамические силы, действующие на управляемый снаряд.

сил; кроме того, возникает некоторое смещение точек приложения равнодействующих — подъемной силы и силы лобового сопротивления. С аэродинамической точки зрения имеется два различных типа управляемых снарядов [1]. Первый тип — баллистическая ракета дальнего действия класса «земля — земля», которая летит по заранее вычисленной траектории; ее полет, следовательно, нуждается лишь в весьма незначительной корректировке. Эти ракеты, летящие по баллистической кривой, всегда

являются сверхзвуковыми, однако их полет проходит в основном в очень разреженных слоях атмосферы и поэтому аэродинамические силы оказывают значительное воздействие только на начальном и конечном участке траектории. Например, сила лобового сопротивления сокращала дальность полета ракеты А-4 всего лишь на 10% по сравнению с дальностью, которой она могла бы достигнуть при полете в безвоздушном пространстве. Таким образом, возникают только две поблемы, связанные с аэродинамикой; управление на начальном этапе полета и нагрев корпуса ракеты.

Ко второму типу относятся все управляемые снаряды, которым приходится много маневрировать и которые требуют более детального изучения действующих на снаряд аэродинамических сил. Например, зенитный снаряд, находящийся на расстоянии 400 *м* от цели, имеет в своем распоряжении не более одной секунды до момента встречи. Чтобы поразить цель, ему, возможно, придется выполнить целый ряд стремительных маневров, что требует высокой точности управления. Для этого необходимо очень хорошо знать аэродинамические качества крыльев, органов управления и корпуса и все вопросы, связанные с устойчивостью.

Органы управления

Для поддержания снаряда в полете часто бывают необходимы неподвижные несущие поверхности. Наиболее часто применяются две пары крестообразно расположенных крыльев. Можно было бы ограничиться одной парой крыльев, но это вызывало бы очень сильный крен снаряда всякий раз, когда нужно было бы выполнить маневр, прежде чем крылья займут перпендикулярное положение к требуемому направлению подъемной силы. В конечном счете, крестообразное расположение крыльев, хотя оно и несколько утяжеляет конструкцию, является наилучшей аэродинамической схемой для дистанционного управления.

Для обеспечения маневренности необходимы подвижные плоскости управления, которые создают некоторый момент вокруг центра тяжести снаряда и заставляют его

изменять свое положение. Существует четыре способа обеспечения подобного управления: посредством устройств типа закрылков, посредством целиком перемещающихся плоскостей, посредством интерцепторов и посредством отклоняемой струи газов. Для звуковых скоростей можно пользоваться обычными плоскостями управления, причем для получения плеча момента максимальной величины их часто помещают на хвостовых стабилизаторах. Так как реакция на сигнал должна быть возможно более быстрой, плоскости управления следует проектировать с расчетом на получение большого управляющего момента при малом шарнирном моменте рулей, чтобы сервомотор мог иметь минимальные размеры. К сожалению, это не всегда возможно, особенно в сверхзвуковом потоке, где обычные устройства типа закрылков могут потерять эффективность вследствие образования скачков уплотнения на плоскости управления или впереди нее. Кроме того, хвостовые стабилизаторы часто оказываются в потоке за крылом, который, особенно в случае применения крыльев с малым относительным удлинением (как это и имеет место в современной практике), может оказаться широким и вызвать значительную потерю эффективности управления в некоторых условиях полета. Затруднения, возникающие при сверхзвуковых скоростях, можно устранить, если применить целиком перемещающиеся плоскости управления, а неблагоприятного действия потока за крылом можно избежать, если плоскости управления поместить не позади крыла, а впереди него. Так, например, многие конструкции предусматривают применение целиком перемещающихся, вынесенных к головной части плоскостей и стабилизаторов, как это имеет место на снаряде «Рейнтохтер 1», показанном на фиг. 73. Другим вариантом являются целиком поворачивающиеся крылья, однако это решение связано со значительным усложнением конструкции и не дает такого большого плеча момента вокруг центра тяжести.

Иногда плоскости, вынесенные к головной части снаряда, используют для регулирования крена, поскольку элероны теряют свою действенность при сверхзвуковых скоростях, однако чаще всего функция элерона переходит к интерцептору. Из числа многих предложенных конструк-

ций можно упомянуть две. Одна из них представляет Т-образную полосу вдоль задней кромки, которая колеблется вверх и вниз, причем время задержки при отклонении в каждую сторону может изменяться в пределах от 0 до 100%; этот тип известен под названием интерцептора Вагнера. Второй тип представляет собой поверхность, которая может выдвигаться из стабилизатора или крыла на расстоянии 10—50% ширины всей плоскости от передней кромки и таким образом уменьшать подъемную силу.

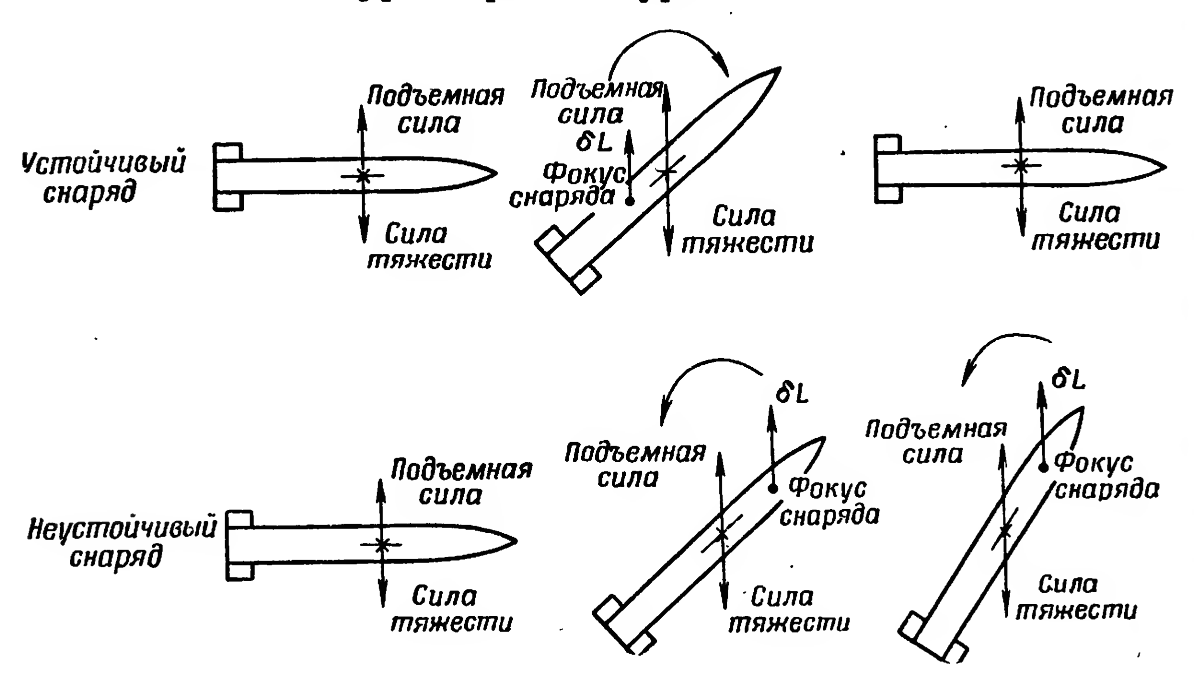
Управлением с помощью струи газов на практике пользуются только на снарядах дальнего действия или высотных ракетах, где требуется лишь незначительная корректировка. Существует два способа отклонения струи газов. Один из них заключается в применении подвижных поверхностей (рулей), помещаемых в потоке газов, как на ракете А-4, а второй — в перемещении всей камеры сгорания в корпусе снаряда. Последний способ довольно трудно осуществим с технической точки зрения, однако он применялся на высотной ракете «Викинг». В этом случае стабилизация по крену осуществлялась отдельно путем использования небольших тангенциальных паровых сопел, расположенных на внешней поверхности снаряда.

Устойчивость

На фиг. 64 показаны основные условия устойчивости управляемого снаряда.

Если снаряд, находящийся в установившемся устойчивом полете, будет по какой-либо причине дестабилизирован, причем так, что его угол атаки изменится, то возникнут небольшие дополнительные аэродинамические силы, приложенные на различных поверхностях снаряда в точках, известных под названием «аэродинамических центров» этих поверхностей. Результирующая этих дополнительных сил действует в точке, носящей название фокуса снаряда. Для обеспечения устойчивости центр тяжести должен находиться впереди фокуса. По мере опорожнения топливных баков центр тяжести перемещается; аэродинамические центры корпуса и несущих поверхностей сначала сдвигаются вперед по мере увеличения скорости, а затем, в диапазоне зазвуковых

скоростей, быстро перемещаются назад. Вследствие того что при маневрировании необходима очень быстрая реакция, снаряды не следует чрезмерно стабилизировать, ибо в противном случае они будут такими «жесткими» в управлении, что потребуются огромные усилия для изменения их курса. Чрезмерная устойчивость не является недостатком для снарядов дальнего действия или исследовательских снарядов, где обычно требуется лишь незначительная корректировка курса.



Фиг. 64. Условия устойчивости управляемого снаряда.

По существу, нужно принимать во внимание три вида устойчивости. Весь снаряд может совершать демпфирующие колебания, вызванные «жесткостью» системы управления; этот вид устойчивости не зависит от аэродинамических характеристик. Остальные два вида имеют больше общего с обычной устойчивостью самолета. Одним из стабилизирующих моментов является момент крена, а второй, который возникает в каждой из плоскостей управления вокруг ее продольной оси, эквивалентен вращению вокруг поперечной оси или флюгерному колебанию самолета. Все три вида устойчивости взаимно связаны — движение вокруг поперечной оси или рыскание может дать начало крену, а крен может вызвать тангаж или рыскание. Флюгерная частота на всех высотах полета

должна быть достаточно высокой, чтобы позволять быстро реагировать на перемещение плоскости управления. Так как влияние каждого из этих взаимодействующих факторов в отдельности установить весьма трудно, то рекомендуется по возможности избегать их путем установления большого интервала между частотами.

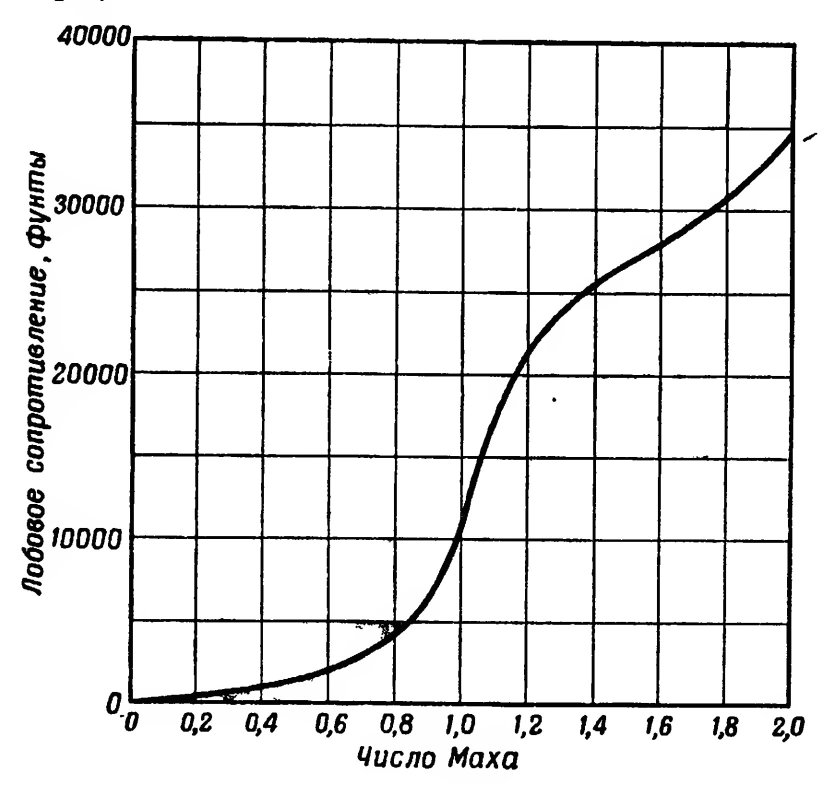
Хотя при системе с тремя или четырьмя крыльями можно управлять снарядом, находящимся в любом положении, более распространена стабилизация по крену. Этого можно добиться одним из нескольких способов, причем наиболее простым и распространенным является применение свободного гироскопа. С потенциометра гироскопа снимается очень слабый сигнал, и задача заключается в создании соответствующих сервомеханизмов для удержания снаряда в одном положении относительно базы. Эту базу часто подбирают таким образом, чтобы сохранить параллельность осей информации и управления. Еще одним способом стабилизации является использование инерции большого гироскопа для обеспечения необходимых стабилизирующих крутящих моментов; надо сказать, что хотя этот способ и значительно упрощает расчет сервомеханизмов, он приводит к увеличению веса, причем управление должно происходить замедленно с тем, чтобы избежать прецессии. Наконец, положение осей управления можно определять радиоспособом и корректировать посредством команд.

Важным стабилизирующим фактором (хотя и не аэродинамическим) является струя продуктов сгорания. Во время работы двигателя этот фактор довольно легко учитывать, однако в момент прекращения работы двигателя дестабилизирующий момент может стать значительным. Это особенно важно учесть на ракетах дальнего действия, где после прекращения работы двигателя невозможна никакая корректировка.

Лобовое сопротивление

Наиболее важным аэродинамическим фактором, оказывающим влияние на летные характеристики ракеты, является лобовое сопротивление. Главным различием между лобовыми сопротивлениями при дозвуковых и

сверхзвуковых скоростях служит то, что при сверхзвуковом обтекании возникает так называемое волновое сопротивление. Оно возникает в результате скачков уплотнения, которые появляются лишь тогда, когда скорость движения тела в воздухе превысит скорость звука. На фиг. 65 показан характер изменения лобового сопротивления снаряда в зависимости от скорости (ракета А-4 на уровне моря).

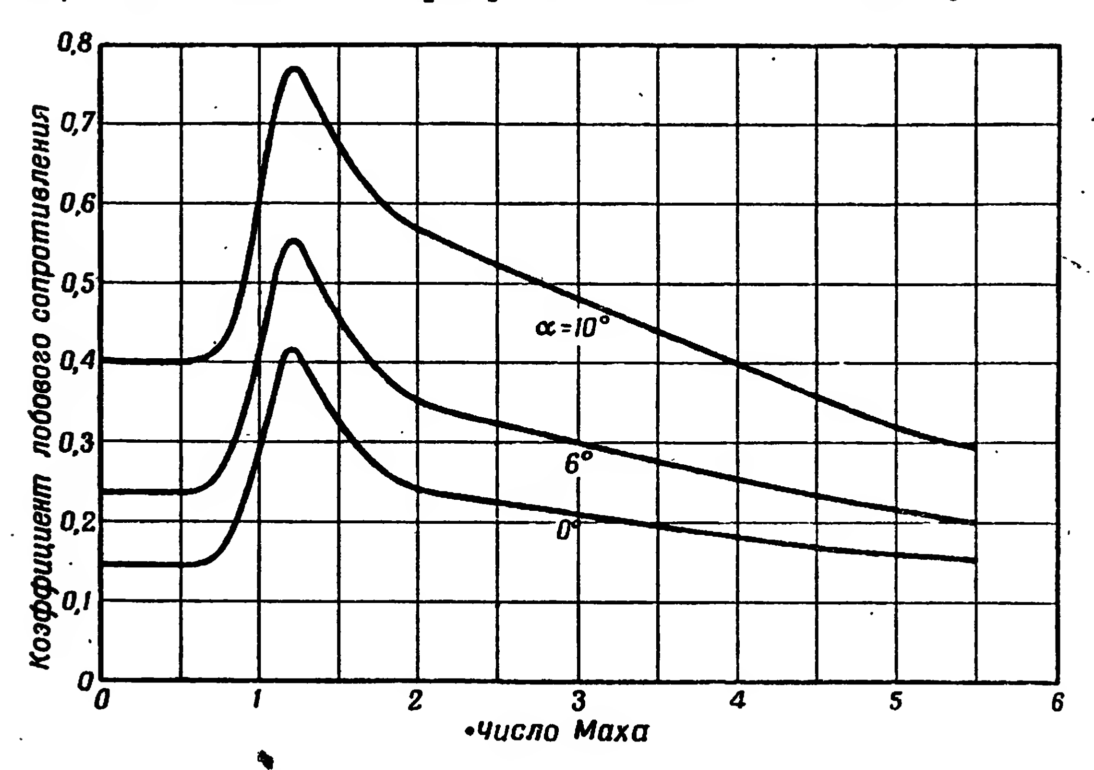


Фиг. 65. Зависимость лобового сопротивления от числа Маха для ракеты А-4.

За звуковым барьером лобовое сопротивление возрастает весьма быстро, и, следовательно, аэродинамическая форма снарядов, обладающих высокими дозвуковыми и сверхзвуковыми скоростями, должна быть абсолютно обтекаемой, хотя на снарядах, летающих с малыми скоростями, допустимы выступы. Таким образом, устранение всякого возможного источника лобового сопротивления весьма важно.

Индуктивное лобовое сопротивление представляет собой дополнительное лобовое сопротивление, действующее только при наличии у снаряда угла атаки. По кривым зависимости коэффициента лобового сопротивления

от числа Маха, представленным на фиг. 66, можно убедиться, что как в дозвуковом, так и в сверхзвуковом диапазоне с увеличением угла атаки происходит значительное увеличение лобового сопротивления. Таким образом, чем меньше потребуется выполнять маневров, тем



Фиг. 66. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от числа Маха для ракеты А-4.

меньше будет потребность в тяге и расход топлива, а стало быть, тем меньше могут быть размеры снаряда для выполнения данной задачи. По этой причине необходимо особенно избегать таких явлений, как уже упоминавшаяся неустойчивость импульса на электронно-лучевой трубке радиолокатора.

Донное сопротивление, являющееся следствием разрежения за телом с тупым концом, возникает лишь у снарядов или там, где мы имеем срезанный профиль. При сверхзвуковых скоростях оно бывает значительным в случае свободного полета тела, например заградительных ракет, поскольку может существенно увеличить суммарное сопротивление. При дозвуковых скоростях оно не имеет значения, ибо при числе Маха $\approx 0,9$ давление за дном почти равно давлению в невозмущенном потоке.

Давление за дном почти не зависит от величины отношения между длиной и диаметром снаряда, так что основным моментом, определяющим сопротивление, является площадь донного среза. В данном случае лимитирующим фактором служит площадь среза сопла, поэтому хвостовая часть корпуса обычно соединяется со срезом сопла обтекаемым кожухом, что придает снаряду веретенообразную форму. Следует заметить, что если площадь среза сопла равна площади донного среза, то донное сопротивление равно нулю во время работы двигателя, так как все пространство за соплом заполнено газами, давление которых близко к давлению окружающего воздуха или равно ему.

Волновое сопротивление появляется при высоких дозвуковых скоростях, ибо местный поток становится звуковым раньше, чем основной. Увеличение лобового сопротивления во всем диапазоне околозвуковых скоростей и при сверхзвуковых скоростях объясняется волновым сопротивлением, а иногда и срывом потока, вызываемым скачками уплотнения. Скачки уплотнения обычно возникают всякий раз, когда происходит торможение сверхзвукового потока, а последнее часто вызывается нарушением обтекаемости снаряда, например антенной или срезом конца корпуса. Для уменьшения волнового сопротивления нужно придавать снаряду как можно более обтекаемую форму, уменьшать лобовую площадь корпуса или толщину крыльев и применять такие профили и формы корпуса, которые создают минимальное лобовое сопротивление. При полетах на сверхзвуковых скоростях предпочтительный профиль несущей поверхности следует выбирать в зависимости от числа Маха. Значительного сокращения лобового сопротивления можно добиться во всем диапазоне сверхзвуковых скоростей путем применения стреловидных крыльев с использованием стреловидности до 45°. Результатом этого является задержка скачков уплотнения на консольной части крыла.

Аэродинамический нагрев [2—7]

Влияние аэродинамического нагрева обычно бывает незначительным. Исключение представляют лишь балли-

стические ракеты: большое число взрывов в воздухе, происшедших с ракетой А-4, объясняли как раз аэродинамическим нагревом. Вследствие небольших утечек некоторое количество спирта и кислорода просачивалось в корпус снаряда; эта смесь была довольно безопасной, пока не возрастала температура обшивки при входе ракеты обратно в атмосферу. Можно, как это использовалось на А-4, применять изоляцию внутри обшивки с целью предохранить от нагревания важную аппаратуру, однако это увеличивает общий вес и ухудшает летные характеристики.

Аэродинамический нагрев, вероятно, является одним из наиболее больших препятствий в деле завоевания человеком межпланетного пространства. Скорости при взлете можно ограничить, но при возвращении, допустим, из полета по орбите, температура снаряда будет такой высокой, что расчет снаряда, предназначенного для возврата на землю, становится необычайно трудным.

Глава IX

РЕАКТИВНЫЕ СНАРЯДЫ БЛИЖНЕГО ДЕЙСТВИЯ

Во время второй мировой войны нашли применение весьма простые по устройству пороховые реактивные снаряды, начиная с широко известных противотанковых ракет для «базуки» и различных типов авиационных и зенитных снарядов и кончая многоступенчатой ракетой «Рейнботе» с дальностью действия 90 миль. Жидкостный ракетный двигатель вследствие его больших возможностей с точки зрения как управления, так и продолжительности работы, а также вследствие его сложности в большинстве случаев резервировали для управляемых снарядов. Последние применяли для поражения воздушных целей и далеких тыловых объектов, причем развитие этих видов вооружения из-за их сложности шло несколько медленее, чем более простых пороховых ракет. В конце второй мировой войны на разработку снарядов с жидкостным двигателем затратили много труда, однако лишь немногие из них достигли стадии применения. Немецкий неуправляемый зенитный снаряд с ЖРД «Тайфун» как раз передавался в производство с расчетом ежемесячного выпуска 2 млн. снарядов, и, по всей вероятности, если бы война затянулась еще на несколько месяцев, союзникам пришлось бы столкнуться с рядом неприятных вещей.

После 1945 года прогресс ракетной техники продолжался. США объявили о существовании целого ряда снарядов всяких типов с прямоточными, турбореактивными и ракетными двигателями, Швейцария сообщила об изготовлении зенитного снаряда с ЖРД [1, 2], Англия и Франция опубликовали сведения о нескольких реактивных снарядах. Хотя были опубликованы фотоснимки и в ряде случаев краткое описание, вполне понятно, что

в открытой печати никогда не появлялось полных данных о конструкции и рабочих характеристиках. Поэтому в настоящей и в следующей главах приходится в силу необходимости говорить в основном об образцах немецких снарядов периода второй мировой войны.

В некоторых случаях один и тот же снаряд после соответствующих модификаций применялся для выполнения целого ряда задач, и несколько серий немецких снарядов, разработанных каждая на основе одного прототипа, включали образцы классов «воздух — воздух», «воздух — земля» и «земля — воздух». Иногда задачу решали одновременно двумя путями — с помощью прямоточных и с помощью ракетных двигателей, в результате чего создавали два весьма сходных снаряда с различными двигательными установками. Таким образом, почти каждая серия снарядов прошла в своем развитии долгий и трудный путь: одна модель отличалась от другой двигательной установкой, системой управления, системой наведения, общей аэродинамической схемой и даже предполагаемым назначением. Поэтому мы рассмотрим один за другим все классы снарядов и покажем их характерные особенности на конкретных примерах.

Снаряды класса «земля — воздух» [3, 4]

Зенитные реактивные снаряды обычно применяют против бомбардировщиков, летящих на большой высоте, причем они могут принадлежать к типу неуправляемых «заградительных» или управляемых. Их редко применяли против бомбардировщиков, летящих на малой высоте, и против истребителей, так как с ними можно вести борьбу легкими зенитными орудиями, например типа «Бофорс», или истребителями-перехватчиками. Реактивный снаряд был впервые применен во второй мировой войне против пикирующих бомбардировщиков, совершавших налеты на военные корабли в портах. Этим первым снарядом была трехдюймовая ракета, которая несла воздушную мину; в верхней точке траектории открывался парашют, извлекавший мину на проволоке и медленно опускавший ее. Первое же боевое испытание этого средства прошло

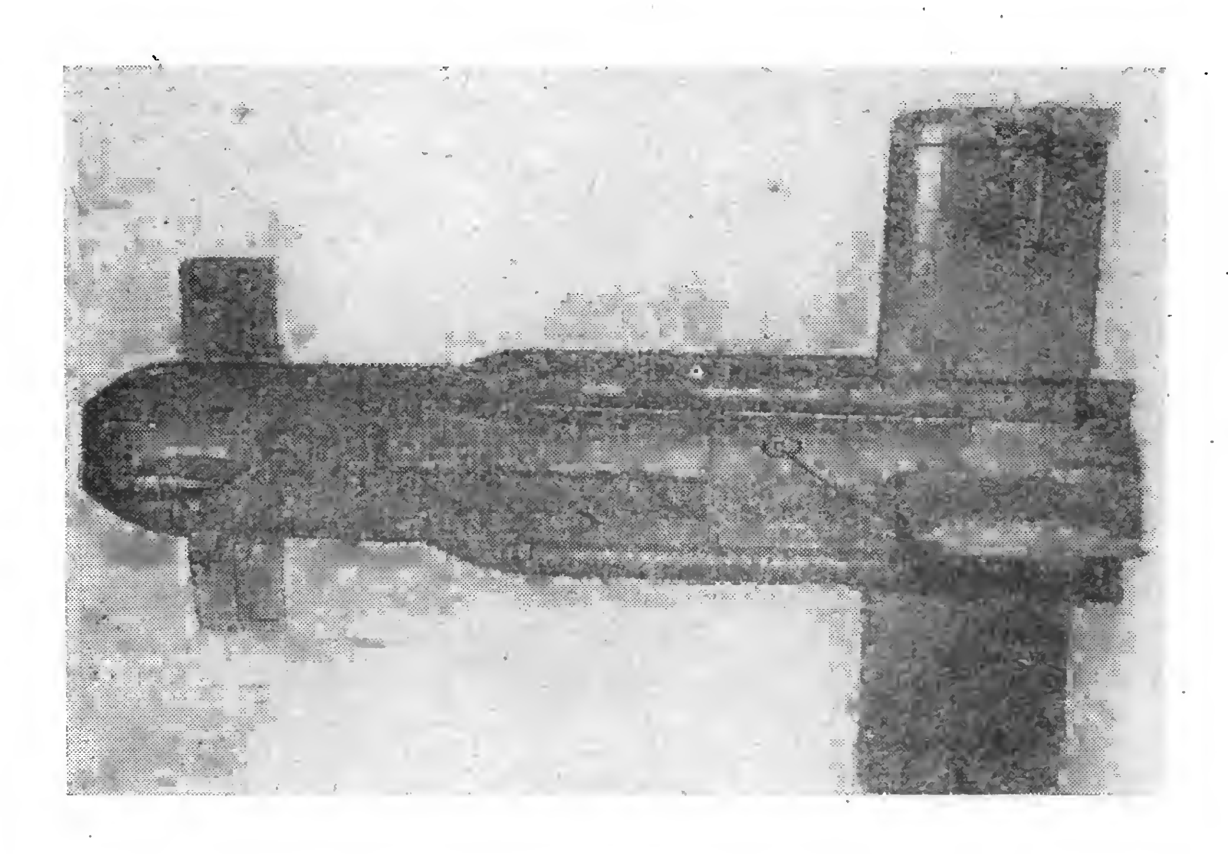
успешно: был сбит пикирующий бомбардировщик противника.

Неуправляемые зенитные ракеты обычно запускаются в больших количествах, ибо вероятность встречи их с целью невелика. Они должны быть просты в обращении и обладать высокой прочностью. Общий вес такой ракеты должен быть небольшим, а поскольку необходимо, чтобы она была всегда готова к действию, ее двигатель работает в подавляющем большинстве случаев на твердом топливе. Твердое топливо не только можно хранить в течение более продолжительных периодов времени, оно также является гораздо более простым и легким для ракеты таких размеров.

Небольшие неуправляемые ракеты можно стабилизировать в полете либо с помощью стабилизаторов, либо путем вращения. Стабилизация вращением обладает несколькими преимуществами: она устраняет необходимость в стабилизаторах, следовательно, сокращает лобовое сопротивление и, разумеется, исключает отклонения, вызываемые неправильной установкой стабилизаторов. Однако снаряды, стабилизируемые подобным образом, приходится запускать со специальной пусковой установки, сообщающей им вращательное движение, или снабжать расположенными под определенным углом соплами.

Пороховые двигатели редко используются в качестве основной двигательной установки на управляемых снарядах, так как они работают сравнительно недолго. Существует некоторое оптимальное отношение между скоростями снаряда и цели, причем в большинстве случаев его можно добиться лишь путем применения жидкостных ракетных двигателей с продолжительным периодом работы. Правда, здесь были исключения; достаточно указать, например, на такие известные снаряды, как американский «Литтл Джо» (фиг. 67) и английский Фэйри «Студж» (фиг. 68). Оба они были созданы для борьбы с японским самолетом «Бака» с пилотом-смертником и запускались с борта военных судов. Снаряд «Литтл Джо» запускали с помощью катапульты с платформы; он имел четыре ускорителя (достигал максимальной высоты 10 тыс. *фут* и обладал максимальной скоростью 400 *миль/час)*, а его

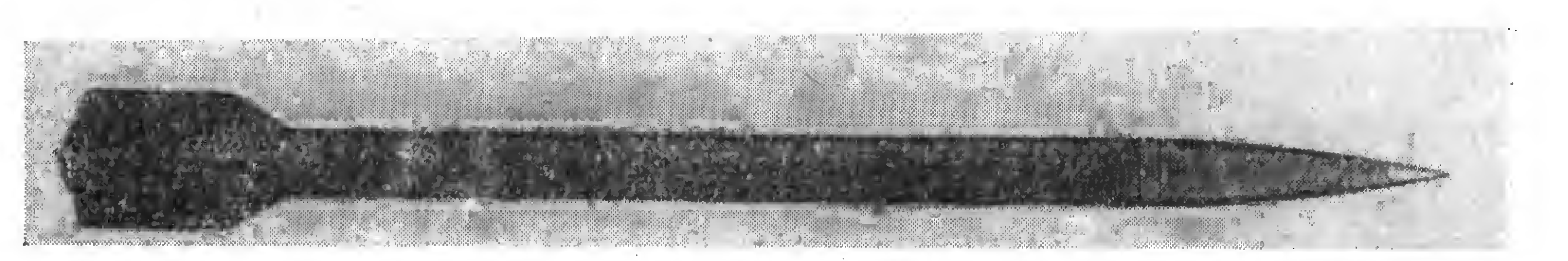
наведение производилось посредством командной системы. Боевым зарядом служила стофунтовая авиационная бомба, аэродинамическое управление осуществлялось с помощью двух пар крестообразно расположенных на головной и хвостовой частях снаряда крыльев с плоскостями управления. Снаряд «Студж» был больше похож



Фиг. 67. Зенитный реактивный снаряд „Литтл Джо".

на беспилотный самолет, за исключением того, что вертикальный хвостовой стабилизатор не имел руля направления и все управление осуществлялось при помощи рулей высоты и элеронов. Этот снаряд также запускали с платформы с помощью четырех ускорителей, которые обеспечивали получение тяги 5600 *фунт* в течение немногим более одной секунды, после чего они сбрасывались посредством небольших взрывных зарядов. Управление производилось по командной системе, а сопровождение было визуальным. В качестве основной двигательной установки использовали четыре ракетных двигателя, причем они запускались по специальной

Фиг. 68. Зенитный реактивный снаряд Фэйри „Студж“.



Фиг. 69. Зенитный реактивный снаряд „Тайфун“.

команде, подаваемой на снаряд, что позволяло до некоторой степени изменять время полета и удельную тягу.

Простейшим из всех реактивных снарядов с жидкостными двигателями был «Тайфун» [5], показанный на фиг. 69. Корпус его состоял из цельнотянутой стальной трубы наружным диаметром 7 *см*, а стабилизаторы из листовой стали приваривали к корпусу методом точечной сварки. Внутри помещались ракетный двигатель, описанный в главе V, боевой заряд и взрыватели. «Тайфун» предназначался главным образом для борьбы с летящими на большой высоте бомбардировщиками «Летающая крепость» и имел взрыватели ударного действия. Так как при таком взрывателе заряд может быть гораздо меньшим, чем при дистанционном, заряд взрывчатого вещества составлял всего 1,1 *фунт*. Максимальная дальность по высоте была около 50 тыс. *фут*, и для того, чтобы исключить возможность возвращения снаряда на землю, он снабжался самоликвидатором, который взрывал боевой заряд в случае промаха. Такой самоликвидатор имеется почти на всех управляемых снарядах. Хотя и снабженный стабилизаторами, «Тайфун» частично стабилизировался вращением в целях противодействия отклонениям, вызываемым неточностями при изготовлении.

Реактивный снаряд «Энциан» [4] представляет собой наглядный пример того, как управляемые снаряды развивались на базе самолетной конструкции и затем применялись для самых различных целей. Первоначально его намечали использовать как зенитный снаряд с дозвуковой скоростью, и для того чтобы возможно скорее получить действующую модель, аэродинамическая схема этого снаряда была скопирована с истребителя Мессершмитт-163. «Энциан» никогда не применялся, но в период его разработки было решено, что он может также быть использован в качестве запускаемого с земли снаряда для борьбы с танками и артиллерией противника и для постановки дымовых завес, а также для различных целей во время боевых действий флота. Интересно отметить, что в результате заимствования более или менее законченной и проверенной аэродинамической конструкции первый снаряд «Энциан» был построен и прошел

летные испытания меньше чем через год после начала работы над проектом. Снаряд «Энциан 1» (фиг. 70) был единственной моделью, которая действительно была испытана в полете. Как можно видеть на фотографии, он имел короткий фюзеляж со стреловидными крыльями и



Фиг. 70. Зенитный реактивный снаряд „Энциан 1".

двумя вертикальными хвостовыми стабилизаторами; управление осуществлялось при помощи закрылков, выполнявших одновременно функции руля высоты и элеронов. Для взлета использовался стартовый ускоритель Вальтер RI-203, но на образце массового производства предполагалась установка специально спроектированного двигателя, работавшего на азотной кислоте, с повышенной тягой и более продолжительным временем работы. Общая конструкция снаряда «Энциан» была сходной с обычной конструкцией самолетов, за исключением материалов. Корпус изготавливался из штампованных деталей из малоуглеродистой стали, сваренных и склепанных

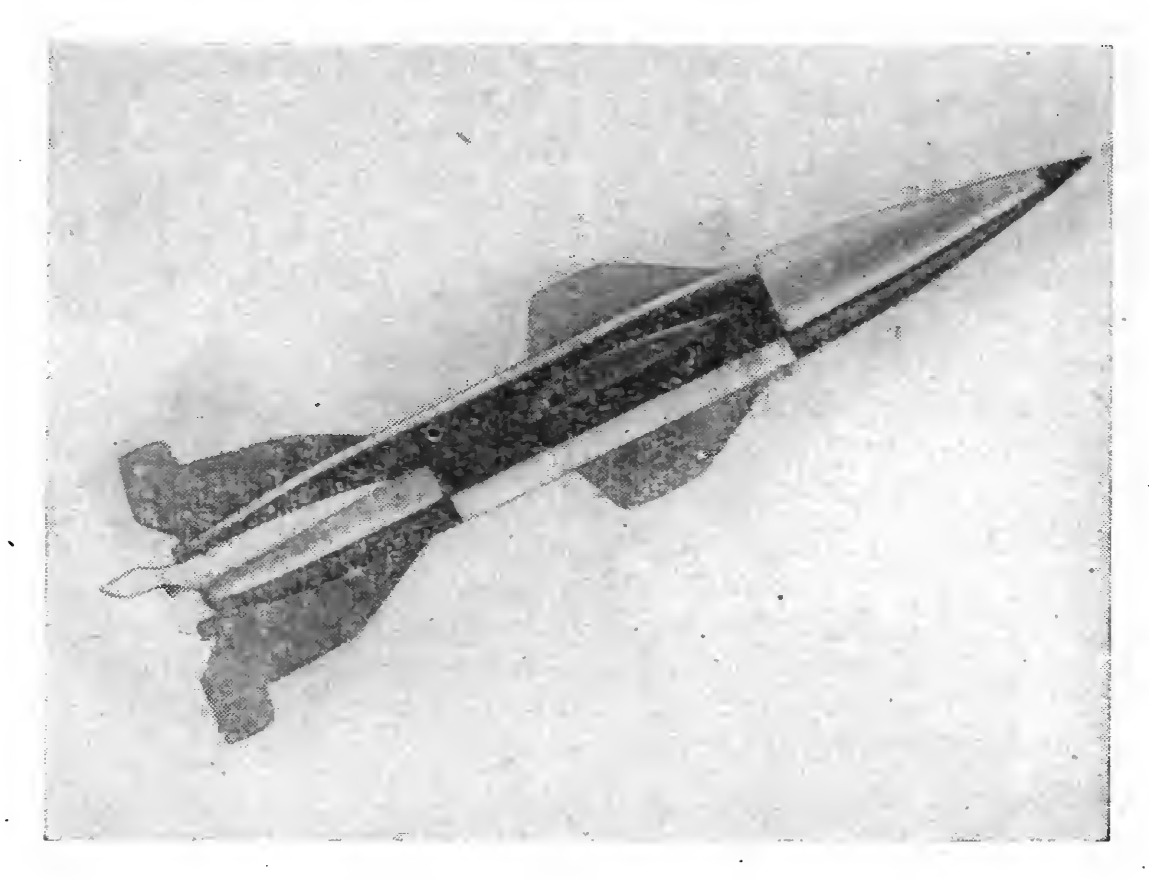
друг с другом; крылья, как и стабилизаторы, были целиком деревянными, с обшивкой из ножевой буковой фанеры в несколько слоев. Для снаряда «Энциан 4» предполагалось изготовлять каркас в виде двух половин из древесины, покрываемой пластикой; после монтажа внутреннего оборудования обе половины склеивались. Считали, что такая конструкция будет достаточно прочной, чтобы отвечать всем требованиям, но на практике она никогда не была испытана.

Для управления снарядом использовалась система управления с наведением по методу совмещения. Местонахождение цели сначала определялось посредством радиолокатора, и на основании полученных таким образом данных на цель наводили оптическую трубу сопровождения. Оператор следил за целью с помощью этой трубы, а ее движения автоматически повторяла вторая оптическая труба, которая использовалась оператором, управлявшим снарядом. Таким образом, последний наблюдал неподвижное изображение цели, и его задача заключалась в удержании снаряда на одной линии с целью путем передвижения небольшой рукоятки управления, которая автоматически посылала необходимые командные сигналы. При приближении снаряда к цели управление переходило к системе самонаведения, использовавшей тепловой контраст цели, и, наконец, неконтактный взрыватель вызывал взрыв боевого заряда. В случае промаха снаряд можно было уничтожить с помощью сигнала, посылаемого с земли.

«Энциан» должен был запускаться с платформы, смонтированной на модифицированном лафете 88-*мм* орудия, и снабжался четырьмя пороховыми ускорителями. Сопла ускорителей направляли таким образом, чтобы отвести горячие газы в сторону от снаряда и не повредить обшивку и хвостовое оперение. После израсходования топлива ускорители сбрасывались посредством взрыва зарядов ВВ, специально предназначенных для этой цели.

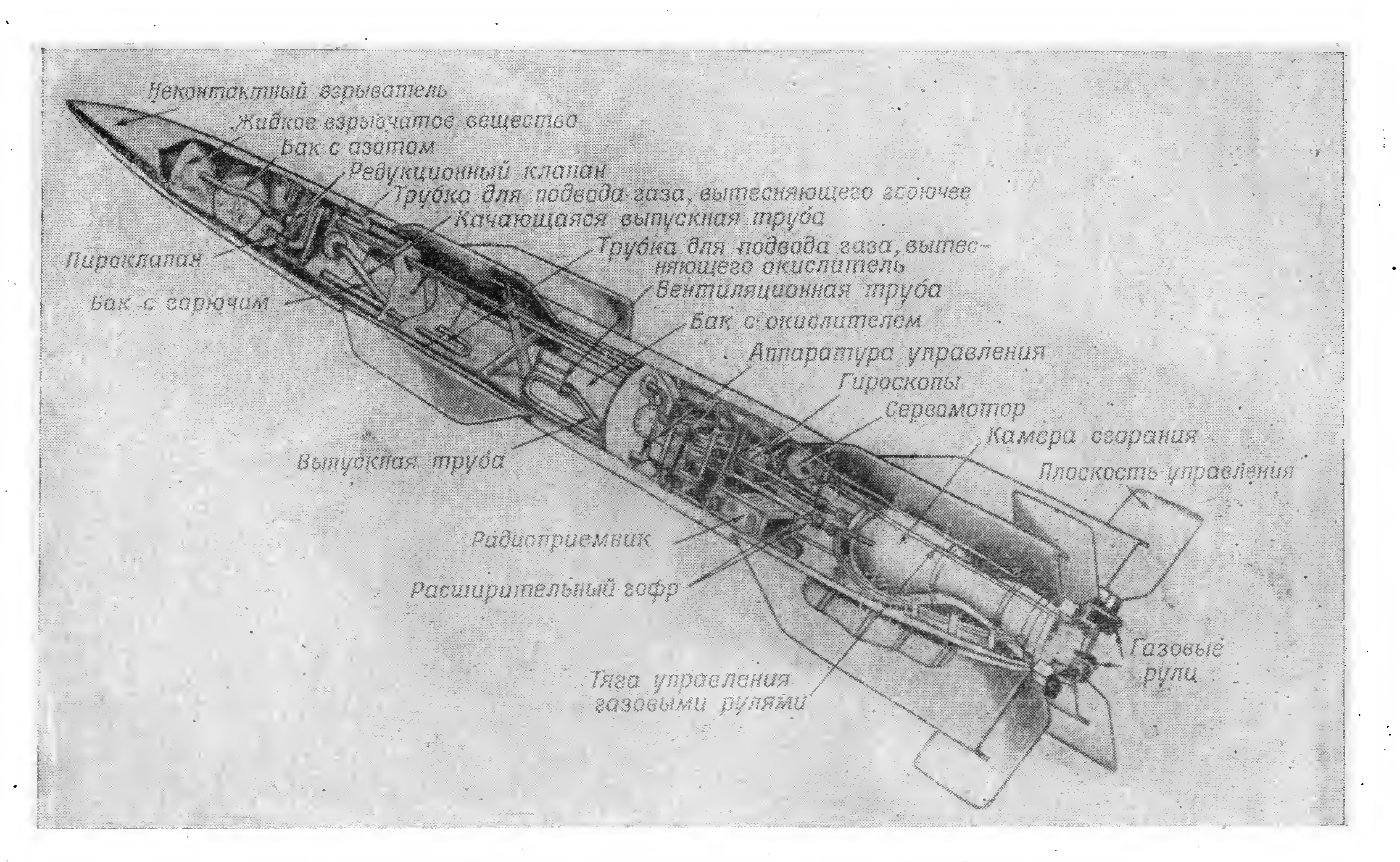
Реактивный снаряд «Вассерфаль» [5, 6] с самого начала представлял собой сверхзвуковой снаряд, в основу конструкции которого была положена модель ракеты А-4. Сперва это был зенитный управляемый снаряд диаметром около 3 *фут* и длиной 26 *фут*, который мог

взлетать самостоятельно без ускорителей, достигать высоты 60 тыс. *фут* при конечной скорости 2600 *фут/сек* и которым можно было управлять с земли на расстоянии до 30 миль. Для получения необходимой подъемной силы



Фиг. 71. Зенитный реактивный снаряд „Вассерфаль".

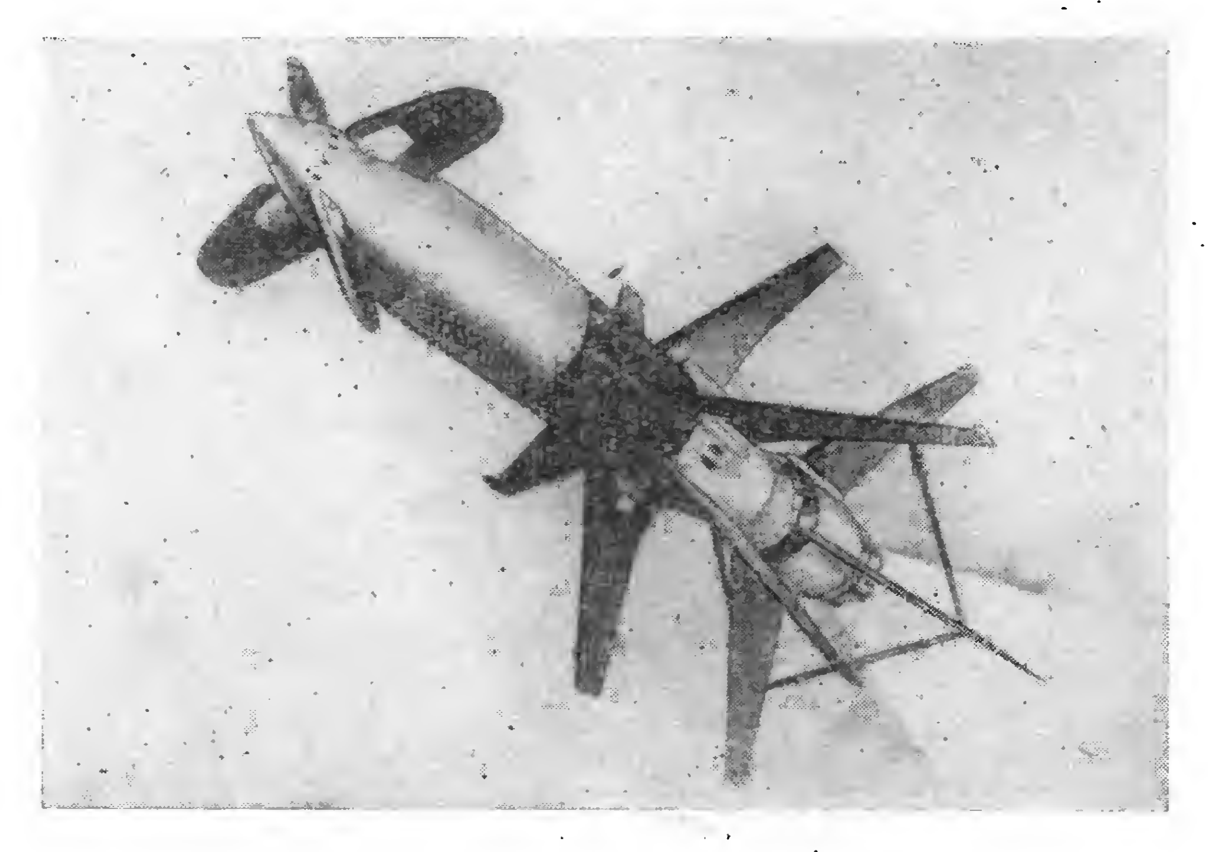
были применены четыре укороченных крыла, расположенные вблизи центра тяжести; представление об окончательной аэродинамической форме снаряда можно получить из фиг. 71 и 72. Управление во время полета осуществлялось главным образом при помощи плоскостей управления, которые находились на хвостовой части снаряда, но при взлете и в начале полета они были бесполезны, и для управления использовались газовые рули. Корпус, крыло и стабилизатор представляли собой конструкцию с работающей обшивкой, состоящую из каркаса из сборных стальных элементов с обшивкой из листовой стали, приваренной к нему при помощи точечной сварки. Применялась командная система управления (как на снаряде «Энциан»), но на протяжении всей атаки



Фиг. 72. Устройство зенитного реактивного снаряда „Вассерфаль“.

пользовались радиолокационным сопровождением как цели, так и снаряда.

Реактивный снаряд «Рейнтохтер 1» [7] имел несколько худшие летные характеристики, чем «Энциан», но зато, как можно видеть на фиг. 73, обладал некоторыми интересными особенностями. Он был снабжен пороховым ракетным двигателем с продолжительностью работы



Фиг. 73. Зенитный реактивный снаряд „Рейнтохтер 1".

2,5 сек, который давал тягу 35 тыс. *фунт*. Этого двигателя, а также ускорителя с тягой 16 500 *фунт* в течение 0,6 *сек*. было достаточно для сообщения снаряду скорости примерно до 1100 *миль/час*. Интересно, что боевой заряд размещался не в носовой части, как обычно, а находился далеко позади порохового заряда, у крыльев; в головной части за взрывателем находилась аппаратура управления. Таким образом, центр тяжести был сильно сдвинут назад, что заставляло снабжать снаряд шестью стреловидными крыльями, также сильно сдвинутыми к задней части корпуса. Органы управления на этих

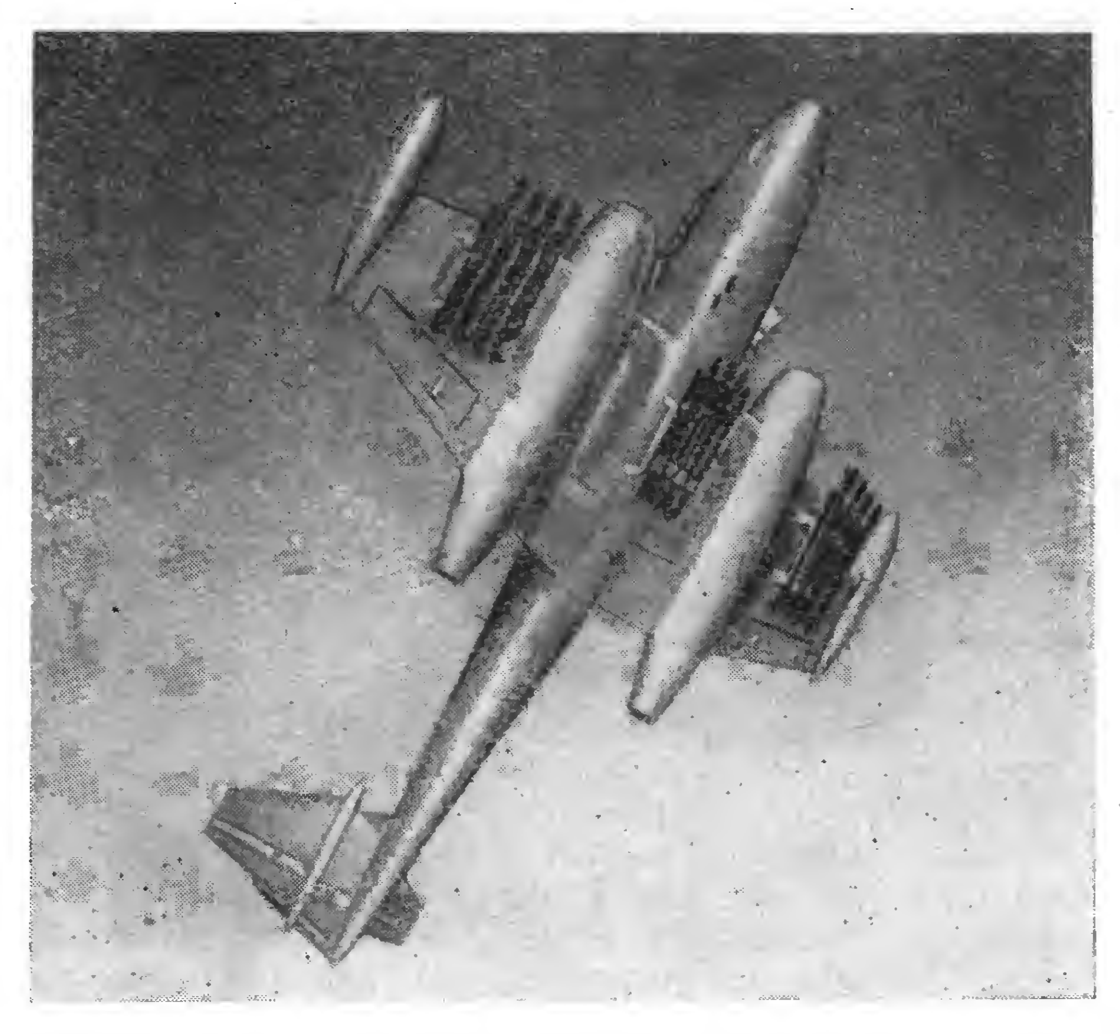
крыльях имели бы очень небольшой момент относительно центра тяжести, так что для обеспечения большого плеча момента в головной части было установлено четыре подвижных крыла. Ускоритель тандемного типа нуждался в стабилизации, осуществлявшейся при помощи четырех стреловидных крыльев, на которых были закреплены две большие прямоугольные панели — надо сказать, что вся эта конструкция была весьма громоздкой. Вследствие неудачной компоновки и малого времени работы двигателя летные характеристики этого снаряда были неудовлетворительными, и в конструкцию снаряда «Рейнтохтер 3», который собирались запустить в производство, внесли целый ряд изменений. Вероятно, наиболее важным из них был переход на жидкостный ракетный двигатель, дававший тягу 3900 *фунт* в течение 45 сек, что позволяло сохранять высокую дозвуковую скорость на всем протяжении траектории полета и обеспечивало увеличение дальности. Снаряд имел всего четыре крыла, а от сложного ускорителя тандемного типа отказались в пользу двух ускорителей, помещаемых на корпусе вблизи центра тяжести.

Реактивные снаряды класса «воздух — воздух»

Неуправляемые снаряды класса «воздух — воздух» представляют собой довольно простые пороховые ракеты с боевым зарядом бризантного взрывчатого вещества. Обычно их подвешивают к довольно коротким направляющим под крыльями самолета, как показано на фиг. 74, и снабжают стабилизаторами. Эти снаряды обладают тем преимуществом, что при запуске уже имеют начальную скорость, равную скорости самолета. Поэтому предлагали даже создать специальные установки для запуска ракет с бомбардировщиков.

Немецкий снаряд Х-4 [8—10], показанный на фиг. 75, представлял собой весьма перспективное оружие, разработка которого была почти закончена к концу войны. Корпус его был сигарообразным, имел максимальный диаметр 9 *дюйм* и длину немногим более 6 *фут*. Снаряд был снабжен четырьмя стреловидными деревянными крыльями, а плоскости управления находились на четырех стабилизаторах. Наведение осуществлялось по тонким

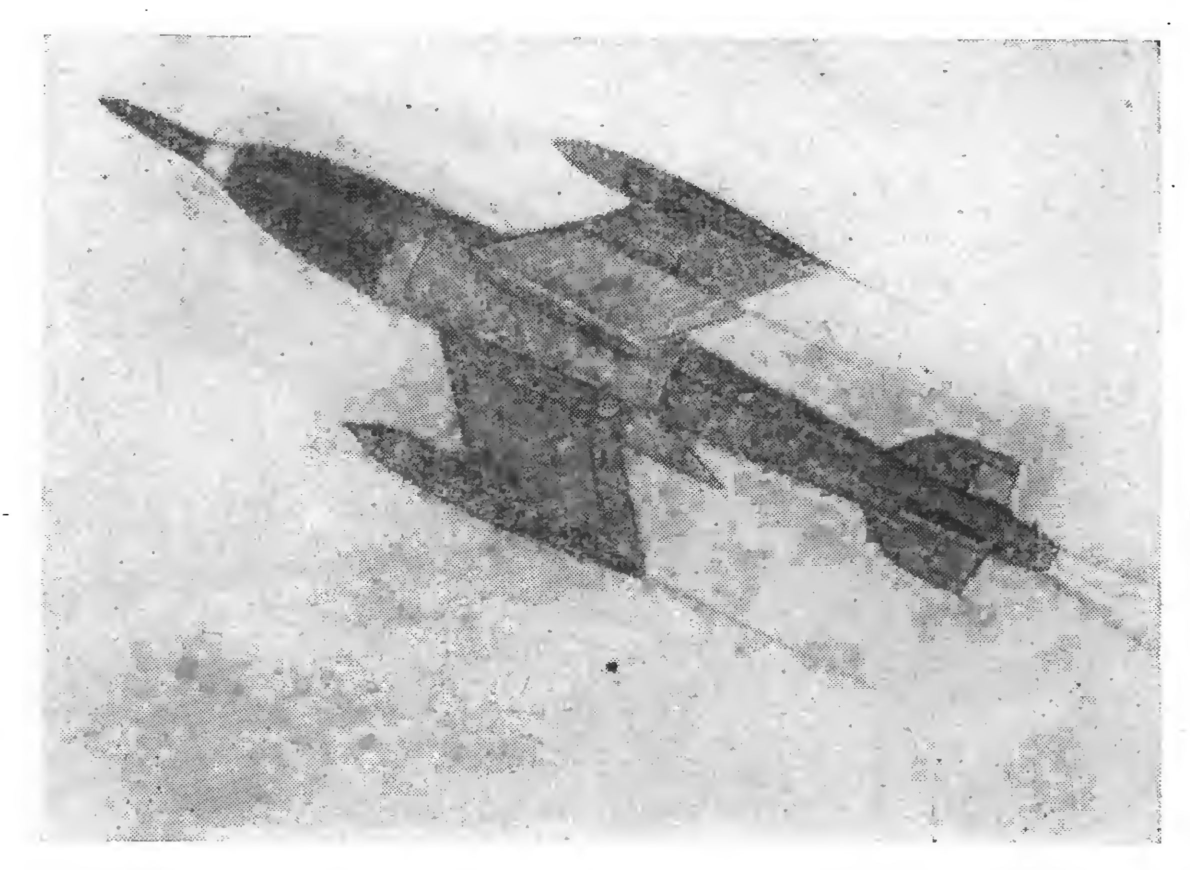
медным проводам, которые разматывались с катушек на концах двух крыльев, что не только значительно уменьшало количество аппаратуры управления на этом снаряде, но и исключало возможность создания противником помех. Снаряд был снабжен двигателем БМВ, работав-



Фиг. 74. Снаряды класса „воздух — воздух" под крыльями самолета Глостер „Метеор".

шим на азотной кислоте, хотя впоследствии предполагалось использовать на нем пороховой ракетный двигатель. Тяга первоначально составляла примерно 300 *фунт*, но падала за 17 сек. (общая продолжительность работы двигателя) до 70 *фунт*, причем дальность снаряда составляла 6000 *фут*, а максимальная скорость достигала примерно 700 *фут/сек*. Этот снаряд считали идеальным средством борьбы с бомбардировщиками «Летающая

крепость», но в бою ни один такой снаряд применен не был, хотя было выпущено и использовано для испытательных целей 1300 таких снарядов. Применялись особые топливные баки, изготовлявшиеся из стандартных труб из легкого сплава; они были очень легкими и позволяли брать много топлива. Для вытеснения топлива из бака



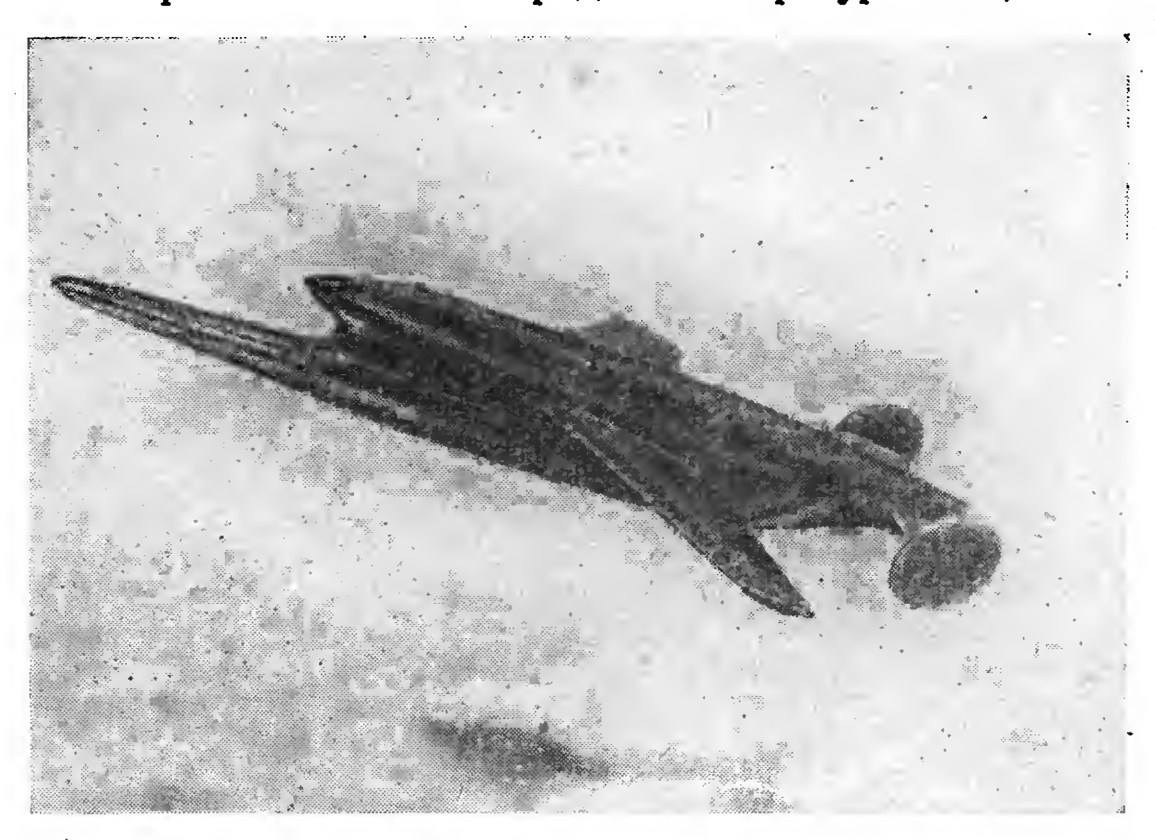
Фиг. 75. Х-4, управляемый снаряд класса „воздух — воздух".

использовали небольшой поршень, что позволяло подавать топливо независимо от ускорения или положения снаряда.

Серия реактивных снарядов, выпущенная немецкой фирмой «Хеншель» [11] была одной из наиболее удачных. Работа над этой серией началась еще в 1940 году с планирующих авиационных бомб без двигательной установки и в конечном счете привела к выпуску зенитного снаряда «Шметтерлинг». В серии было около 30 различных моделей, причем все они повторяли один и тот же тип конструкции, а именно тип небольшого самолета. Единственная модель, намечавшаяся для использования

12 Зак. 3073. Дж. Хэмфрис

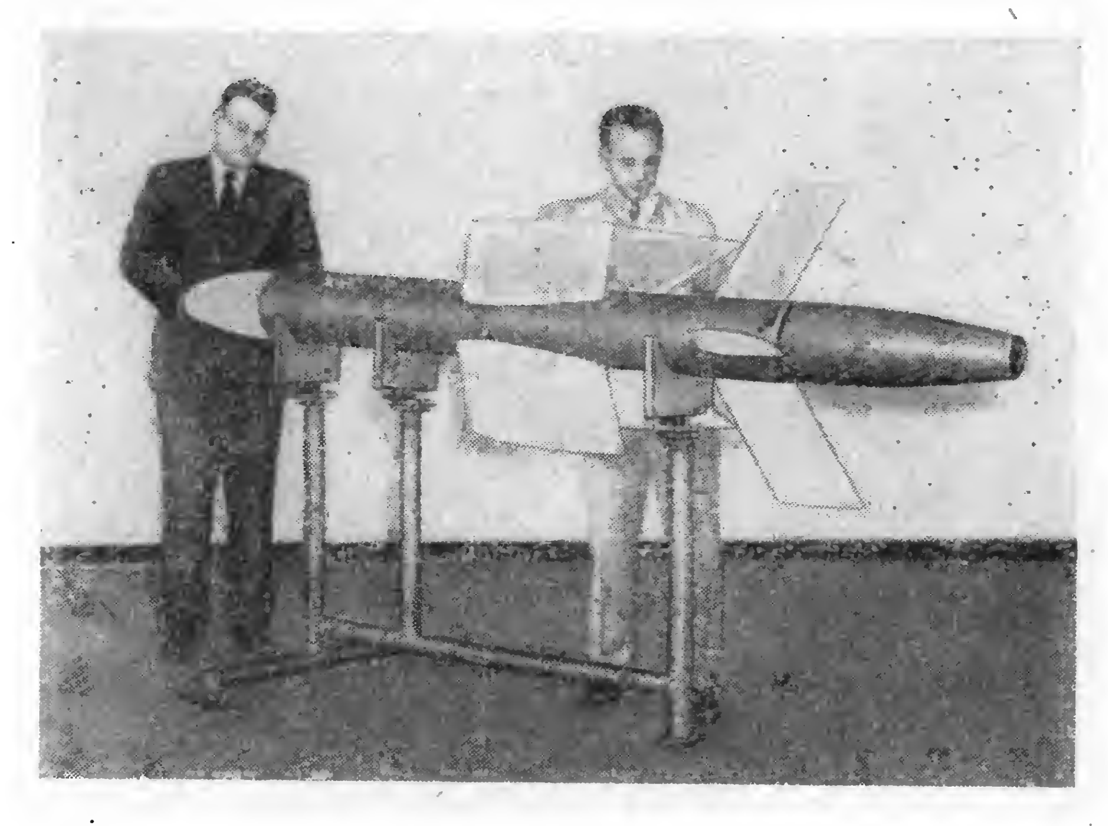
в качестве снаряда класса «воздух — воздух», Hs-298 (фиг. 76), состояла из двух фюзеляжей, соединенных в одно целое. В нижнем фюзеляже помещался ракетный двигатель и приводимый в действие ветрянкой генератор, а в верхнем — боевой заряд и аппаратура наведения.



Фиг. 76. Hs-298, управляемый снаряд класса „воздух — воздух".

Управление осуществлялось посредством рулей высоты на горизонтальном хвостовом оперении и интерцепторов Вагнера на крыльях; руля направления снаряд не имел. Сопровождение снаряда было визуальным, причем в дневное время для наблюдения использовались трассеры, а в сумерки — электрические лампочки на хвосте. Снаряд Райан «Файрбёрд» (фиг. 77), о существовании которого стало известно в конце 1949 года, представляет собой первый управляемый снаряд класса «воздух—воздух» ВВС США. Его разработка продолжалась два года и обошлась в 2 млн. долларов, что дает некоторое представление об усилиях, с которыми связана разработка даже небольшой ракеты такого типа. Диаметр ее корпуса немного превышает 6 *дюйм,* а общая длина составляет

7,5 *фут* (с ускорителем 10 *фут*). Снаряд является сверхзвуковым и имеет рули управления на крыльях и стабилизаторах. Он представляет собой снаряд ближнего действия, выпускаемый с довольно близкого расстояния от



Фиг. 77. Райан „Файрбёрд", управляемый снаряд класса „воздух — воздух".

цели. Наведение осуществляется радиолокационной системой самонаведения; снаряд снабжен неконтактным взрывателем.

Реактивные снаряды класса «воздух — земля»

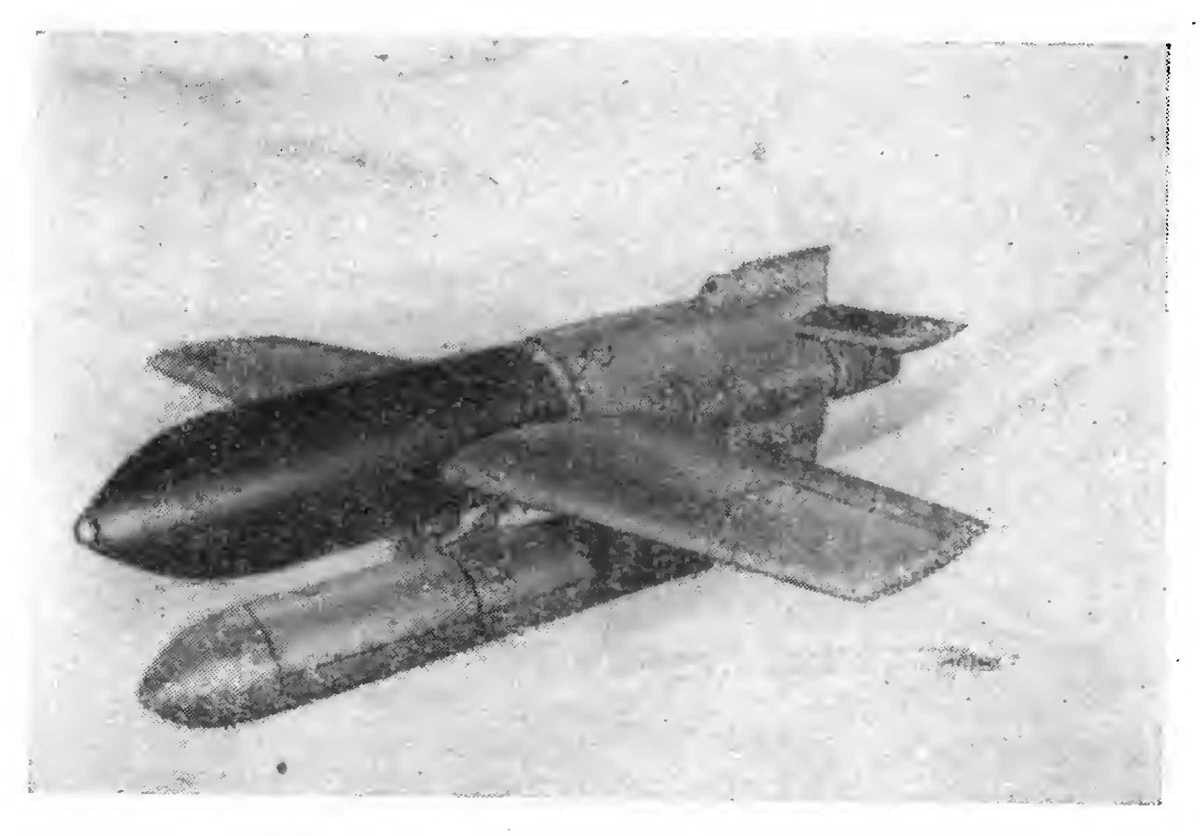
Первым шагом в создании управляемых снарядов была модификация обычных авиационных бомб с целью обеспечить возможность сбрасывания их на некотором расстоянии от объекта атаки и корректировку в полете, а также сообщить дополнительную скорость при помощи ракетного ускорителя. Прежде всего потребовалось увеличить скорость бронебойных авиационных бомб; это было достигнуто путем использования пороховых ускорителей.

Небольшие неуправляемые снаряды для поражения наземных объектов весьма сходны с соответствующими снарядами класса «воздух — воздух», и описывать их подробно здесь нет необходимости. Можно остановиться лишь на так называемой рикошетирующей бомбе с ракетным ускорителем. Для атаки военных кораблей ниже ватерлинии самолеты сбрасывали на некотором расстоянии от цели мину сферической формы. Пороховая ракета сообщала мине ускорение, и когда она ударялась о поверхность воды, то не сразу погружалась и взрывалась, а некоторое время подпрыгивала, подобно плоскому камню, пущенному вдоль поверхности воды. Таким образом, самолет мог атаковать военный корабль без особого для себя риска.

Вполне закономерным этапом на пути увеличения дальности действия было добавление крыльев. Выпустили много образцов планирующих авиационных бомб, причем первые бомбы не имели системы управления. Второй немецкий управляемый снаряд, нашедший боевое применение, — Hs-293 Ас. [12], относился к категории реактивных снарядов класса «воздух — земля»; он показан на фиг. 78. Во многих отношениях он походил на снаряд Hs-298 (фиг. 76). На нем был установлен «холодный» ракетный двигатель Вальтера; сопровождение было визуальным, система наведения — командной. Основным конструктивным различием было применение подвесного ракетного двигателя, а наиболее явным внешним отличием являлось отсутствие ветрянки, так как питание электроэнергией осуществлялось аккумуляторами. Весь снаряд весил немногим более тонны и обладал максимальной скоростью 375 *миль/час*. Он был впервые применен против транспортов и боевых кораблей союзников, принимавших участие в Итальянской кампании летом 1943 года.

Одним из главных недостатков визуального сопровождения является то, что его эффективность сильно зависит от атмосферных условий. Поэтому на снаряде Hs-293 D была испытана телевизионная система, однако ни эта модель, ни какая-либо из последующих не нашли боевого применения. Снаряд Hs-294 представлял собой по существу торпеду с крыльями, системой наведения и

двумя двигательными установками. При первых испытаниях двигатели были жидкостными, но позднее стали применять пороховые. Этот снаряд был одним из наиболее крупных в серии, длина его составляла 20 *фут*, размах крыльев — 13 *фут*, а вес превышал 2 *т*. Когда снаряд



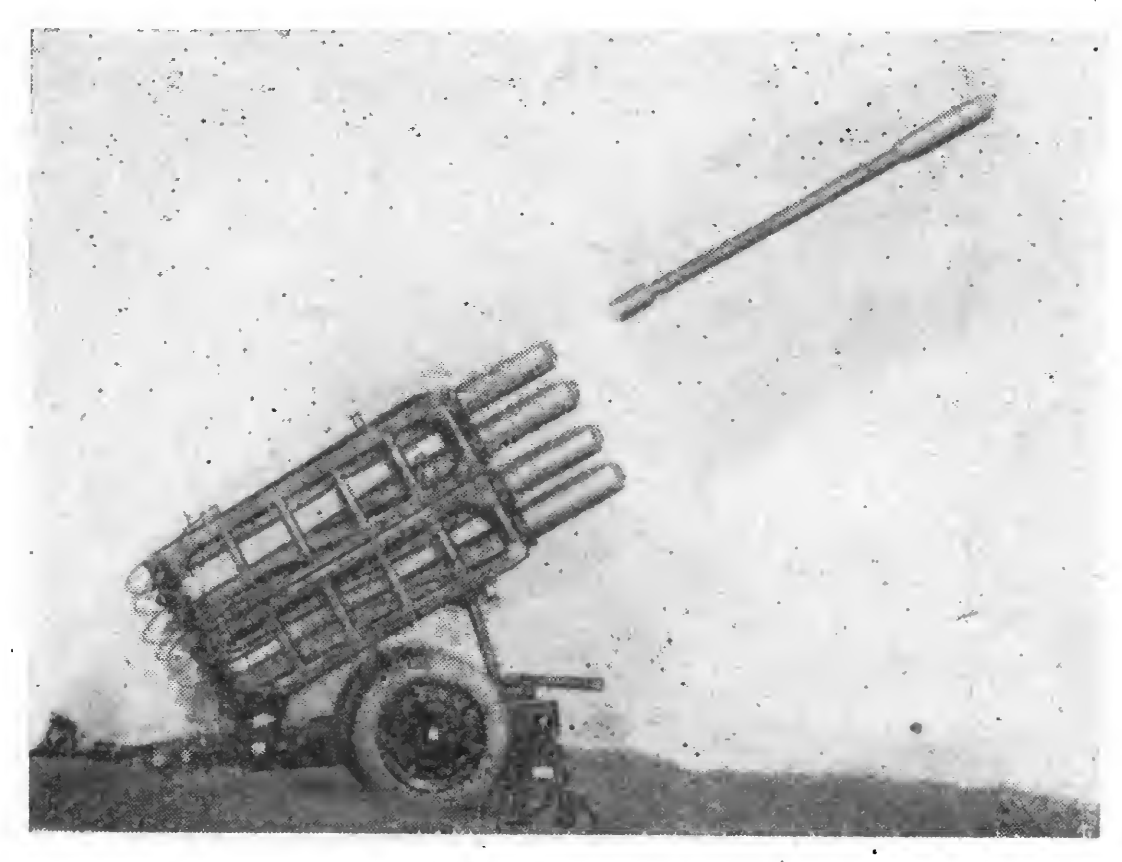
Фиг. 78. Hs-293 Ac., управляемый снаряд класса „воздух — земля".

касался поверхности воды, крылья, задняя часть фюзеляжа и двигатели отделялись, давая возможность остальной части фюзеляжа продолжать движение в качестве подводной торпеды. Максимальная скорость этого снаряда равнялась 500 *миль/час*, а дальность составляла 9 миль.

Реактивные снаряды класса «земля — земля»

Реактивные снаряды ближнего действия этого класса были по большей части неуправляемыми, с пороховым двигателем. Их применяли для создания плотного заградительного огня или для огневых налетов. Большинство этих снарядов проектировалось для других целей, а затем модифицировалось для применения в качестве снарядов

класса «земля — земля». Примером служит немецкий управляемый по проводам снаряд X-7 общим весом около 20 *фунт* и с боевым зарядом весом 5,5 *фунт*. Он первоначально конструировался как снаряд воздушного боя, однако его предполагали также использовать и в качестве противотанкового средства. Во время последней войны



Фиг. 79. Наземная многоствольная реактивная установка.

широко пользовались пороховыми ракетами диаметром 3 и 5 *дюйм* с дальностью действия примерно до 10 000 *ярд*. Их широко и с успехом применяли для бомбардировки побережья с морских судов и наземных объектов с наземных установок. Обычно эти снаряды запускали с многоствольных пусковых установок; огонь велся залпами или одиночными снарядами. На фиг. 79 показана одна из таких установок в действии.

Глава X

БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ ДАЛЬНЕГО ДЕЙСТВИЯ

Для поражения объекта, расположенного в глубине вражеской территории, можно использовать артиллерию, авиацию или ракетное оружие. Для расстояний в 20 миль и более артиллерию практически можно не принимать в расчет, так как подобное средство стоит слишком дорого, требует сложного оборудования огневых позиций и не совместимо с подвижной линией боевых действий. С полным основанием считают, что для этой цели хорошо подходит бомбардировщик. Он способен доставлять значительную бомбовую нагрузку на большое расстояние и с большой точностью. Например, современный американский бомбардировщик Конвэр В-36 D может нести бомбовую нагрузку в 10 тыс. *фунт* и имеет дальность полета около 8 тыс. миль. Однако использование авиации для поражения объекта страдает рядом серьезных недостатков, главным из которых является возможность перехвата. Так как стратегическому бомбардировщику приходится нести большую полезную нагрузку, совершенно ясно, что он не может соперничать в отношении летных данных с самолетом-перехватчиком малого радиуса действия и еще в меньшей мере может справиться с управляемыми зенитными снарядами. При применении чрезвычайно крупного самолета, способного нести на себе управляемые снаряды класса «воздух—воздух», положение может облегчиться, однако он сможет нести лишь ограниченное число снарядов, и вероятность перехвата, по крайней мере в случае атаки противника, не уступающего ему в техническом отношении, будет большой. А нужно учесть, что даже перехват небольшого самолета-бомбардировщика означает потерю свыше 100 тыс. фунтов стерлингов и гибель экипажа в количестве 4 или 5 человек.

Потеря экипажа с чисто стратегической точки зрения может оказаться наиболее важной, так как для эксплуатации современного бомбардировщика необходима высокая квалификация летного состава и период подготовки для любого члена экипажа является весьма продолжительным.

На первый взгляд для поражения глубоких тыловых объектов как нельзя лучше подходит баллистическая ракета дальнего действия. Хотя она может быть использована лишь один раз, ее можно строить с меньшим запасом прочности, из более дешевых материалов и более простых элементов, чем пилотируемый самолет. Обслуживающий персонал остается на стартовой площадке и потерь не несет, а оборудование для запуска ракет довольно простое и не идет ни в какое сравнение со сложными сооружениями современных аэродромов. К сожалению, исследование ракет, необходимых для выполнения определенных задач, показывает, что большой расход топлива заставляет строить ракеты довольно крупных размеров.

Двумя из наиболее важных параметров при проектировании ракеты дальнего действия являются удельная тяга топливной смеси и вес конструкции. Об удельной тяге шла речь в главе III, а теперь мы остановимся на весе конструкции. Самой элементарной формулой для выражения общей характеристики ракетного летательного аппарата является следующая:

$$v = gF_{\text{уд.}} \ln \frac{m_0}{m_f},$$

где v — конечная скорость в безвоздушном пространстве, вне пределов земного тяготения;

g — ускорение силы тяжести;

$F_{\text{уд.}}$ — удельная тяга;

m_0 — начальный общий вес ракеты;

m_f — конечный общий вес ракеты.

С помощью этой формулы[1] можно получить в первом приближении данные о влиянии удельной тяги и отношения масс (то есть отношения $\frac{m_0}{m_f}$) на летные характе-

[1] Была впервые выведена К. Э. Циолковским. — *Прим. ред.*

ристики. Однако главным вопросом расчета является боевая часть, и ее нельзя уменьшить, не уменьшая эффективности ракеты как боевого оружия. Она обычно занимает немного места и не оказывает большого влияния на вес остальной части конструкции, если только не имеет какой-либо необычной формы. Для снарядов с одинаковым весом боевого заряда для оценки качества конструкции лучше пользоваться не отношением масс, а так называемым показателем качества конструкции ε, который определяется выражением

$$\varepsilon = \frac{m_e}{m_e + m_p},$$

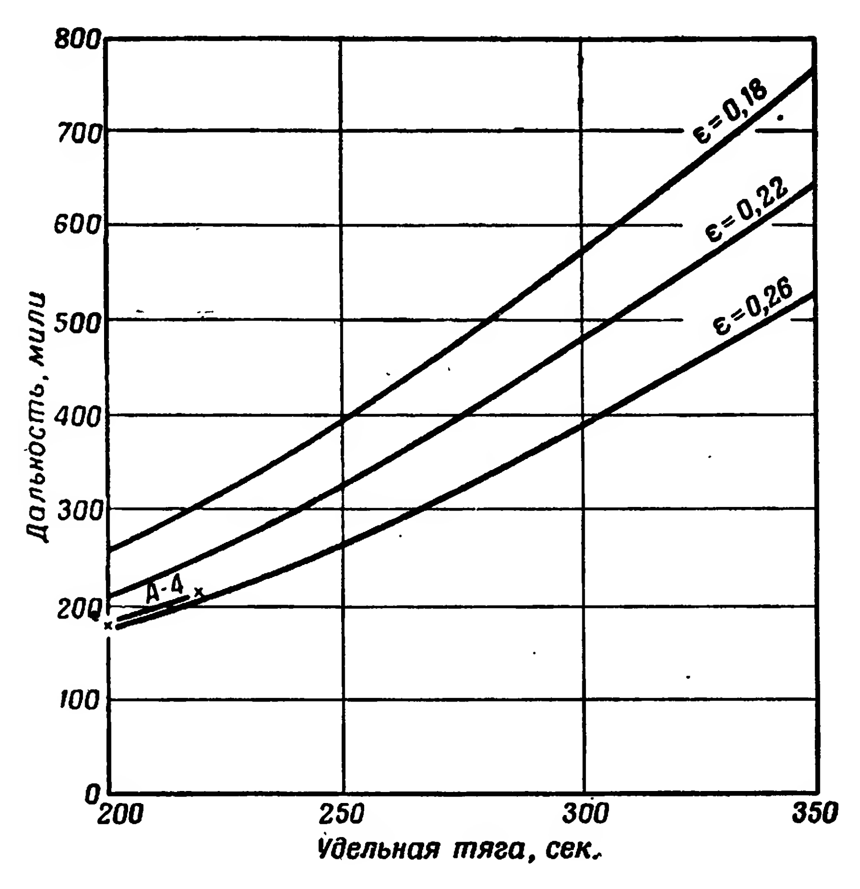
где m_e — вес пустого снаряда без боевого заряда;
m_p — вес топлива.

На величину показателя ε влияет вес следующих главных элементов конструкции: корпуса (включая каркас, обшивку, плоскости управления и стабилизаторы), топливных баков и ракетного двигателя. Значение показателя ε для ракеты А-4 составляло 0,255, и хотя можно было бы добиться некоторого сокращения веса, в частности за счет облегчения системы управления, камеры сгорания и турбонасосного агрегата, однако никаких кардинальных мер к улучшению этого показателя предпринять было нельзя.

Второй переменной величиной, оказывающей влияние на летные характеристики, является удельная тяга, но при этом нужно учитывать, что некоторые из обеспечивающих высокие характеристики двухкомпонентных топливных смесей обладают малой относительной плотностью и в связи с этим требуют больших баков, что увеличивает вес конструкции. Если взять за основу ракету А-4 со средней дальностью действия 180 миль при удельной тяге 200 сек., то характер изменения дальности в зависимости от значения показателя ε и удельной тяги будет выглядеть, как показано на фиг. 80.

Характерной особенностью ракет является их небольшая дальность действия по сравнению с самолетом, причем единственным путем достижения большей дальности чисто баллистическими средствами является применение составных, многоступенчатых ракет [1,2].

Составная ракета состоит из двух или большего числа самостоятельных ракет — ступеней. Вначале работает первая ступень, сообщая скорость ракете; по израсходовании топлива первая ступень сбрасывается и начинает работать вторая. Пользуясь достаточным числом ступеней,



Фиг. 80. Зависимость дальности полета от удельной тяги и показателя конструкции.

можно получить любую необходимую скорость или дальность полета. Однако недостаток такого решения очевиден — вес всего летательного аппарата возрастает в геометрической прогрессии вместе с числом ступеней. В таблице IX, составленной на основе данных о ракете А-4, приводятся данные о дальности полета и весе составных ракет, исходя из значений 240 сек. для удельной тяги и 0,20 — для показателя конструкции.

При вычислении дальности для простоты было принято, что земля плоская; на практике эти цифры были бы несколько большими — надлежащая поправка возрастала бы по мере увеличения дальности. Тем не менее приве-

денные данные вполне могут служить основой для сравнения.

Таблица IX

НЕКОТОРЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СОСТАВНЫХ РАКЕТ

Число ступеней	Общий вес., *т*	Дальность полета, мили
1	12,5	340
2	49	1340
3	183	3020

Максимальную дальность полета можно увеличить путем добавления крыльев к последней ступени; немцы, например, предполагали осуществить это на ракете А-9/А-10 с дальностью действия 3 тыс. миль. Основным недостатком подобной схемы является то, что на последнем участке траектории ракета значительно замедляет движение и траектория ее полета становится довольно пологой. В результате облегчается перехват ракеты и одно из главных преимуществ полета по баллистической кривой частично теряется.

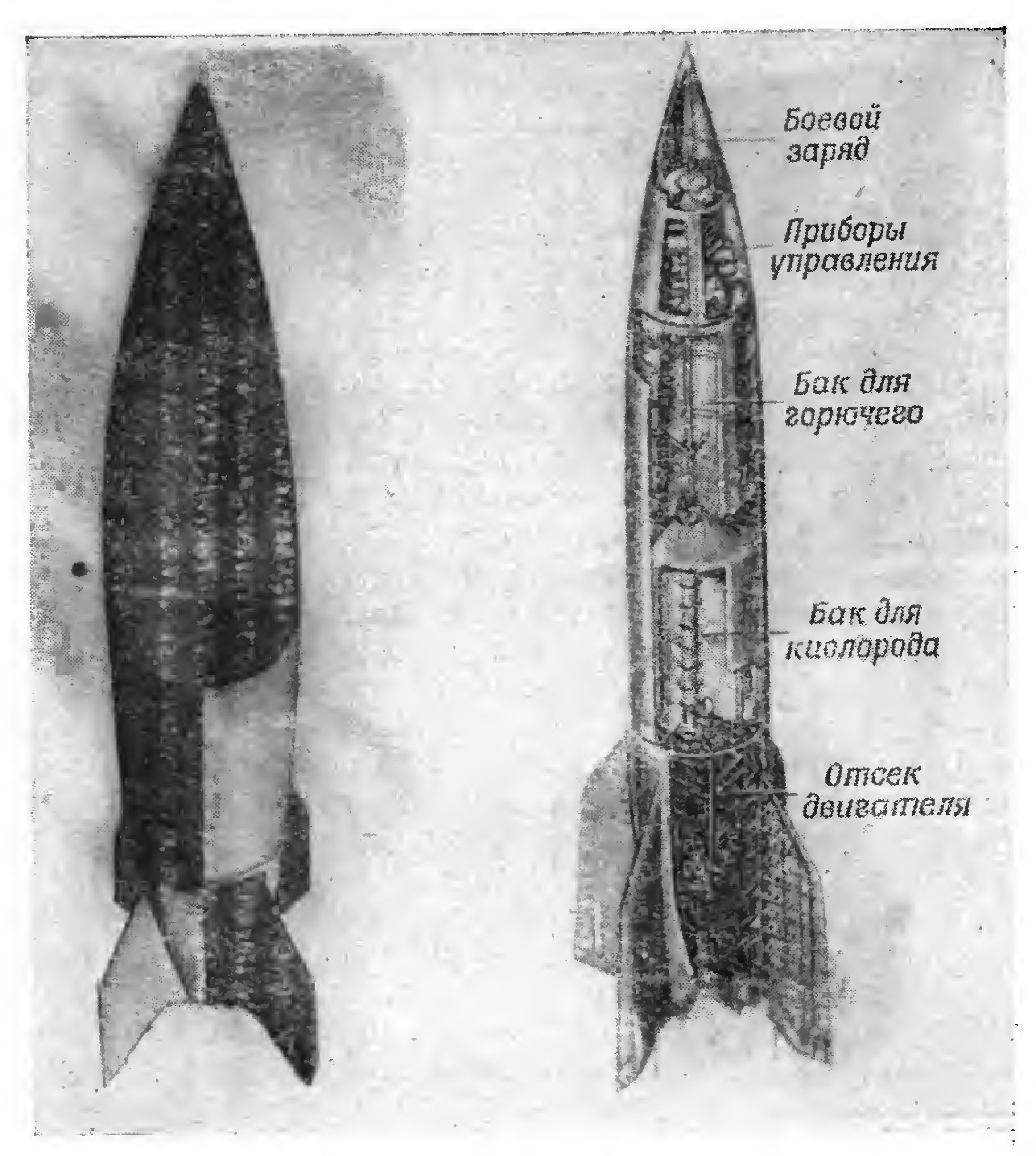
Препятствием к постройке ракет дальнего действия являются очень высокие затраты на их разработку. Об этой стороне вопроса уже упоминалось выше, причем в данном случае она приобретает еще большее значение. Учитывая это обстоятельство, а также сравнительную простоту разработки легкого бомбардировщика, не приходится удивляться тому, что в прошлом было спроектировано лишь несколько подобных ракет и еще меньше построено. Единственными двумя образцами, которые использовались для военных целей, были А-4 и «Рейнботе».

Ракета А-4 [3]

Ракета А-4 была разработана в немецком исследовательском центре в Пенемюнде, где под руководством фон Брауна начиная с 1933 года велась исследовательская работа над целым рядом ракет, известных под

названием ракет серии «А». Таблица X дает общее представление о характеристиках соответствующих образцов.

Ракета А-4 была в действительности пятой по порядку в серии; краткий перечень ее основных данных



Фиг. 81. Ракета дальнего действия А-4.

приведен в табл. XI, а общее представление о ней дает фиг. 81.

Боевой заряд помещался в головном отсеке, а непосредственно за ним находились главные приборы управ-

Таблица X

РАКЕТЫ СЕРИИ «А»

№ типа	Год начала разработки	Общий вес, *фунт*	Общая длина, *фут*	Диаметр корпуса, *фут*	Примечания	Тяга, *фунт*
1	1933	330	4,6	1	Первая исследовательская модель. Запуск вертикальный. Прямая стабилизация посредством большого гироскопа в головной части. Неудачный проект	660
2	1934	330	4,6	1	Как ракета А-1, но с гироскопом в центральной части. Максимальная высота 6500 *фут*	660
3	1938	1 650	25	2,5	Сходна с ракетой А-4. Газовые рули. Максимальная высота 40 000 *фут*. Дальность полета 11 миль	3 300
4	1940	28 000	46	5,44	Имела боевое применение. Дальность 180—220 миль. См. также табл. XI	56 000
5	1938	1 650	25	2,5	Уменьшенный вариант ракеты А-4 для испытания системы наведения. Максимальная дальность 59 000 *фут*	3 300
6					Только проект	
7	1941	1 763	25	2,5	Вариант ракеты А-5 с крыльями. Испытательная модель для проектирования ракеты А-9	3 300

Продолжение

№ типа	Год начала разработки	Общий вес, *фунт*	Общая длина, *фут*	Диаметр корпуса, *фут*	Примечания	Тяга, *фунт*
8	1942	49 300	54,3	5,5	На основе ракеты А-4 с использованием азотной кислоты и дизельного топлива в качестве компонентов. Дальность полета до 300 миль. Только проект. Данные указаны для модели A8 VIP	66 000
9	1941	28 000	46	5,44	Вариант ракеты А-4 с крыльями. Дальность полета 300 миль. Только проект	67 000
10	1941	192 000	85	13,6	Первая ступень составной ракеты А-9/А-10. Дальность полета ракеты А-9/А-10 — 3000 миль. Только проект	440 000

ления; в наружной обшивке имелись люки для доступа к приборам. Затем следовали топливные баки, сначала с этиловым спиртом (75%-ной концентрации), а потом с жидким кислородом; трубопровод для подачи топлива, который проходил через центр бака с жидким кислородом, был снабжен изоляцией. За баками располагалась двигательная установка, подробно описанная в главе V.

Двумя наиболее характерными особенностями, которые отличают этот тип баллистической ракеты [4], являются отсутствие каких бы то ни было аэродинамических плоскостей, кроме хвостовых стабилизаторов, и весьма малое отношение между длиной и диаметром. Так как для наведения ракеты А-4 пользовались заранее установленной программой, необходимость в аэродинами-

ческом управлении была незначительной. Стабилизаторы были предусмотрены лишь для устойчивости как во время полета с работающим двигателем, так и при возвращении в плотные слои атмосферы — главным образом для последнего. Малая величина отношения между длиной и диаметром была допустима, поскольку бо̀льшая часть траектории полета проходила фактически за пределами атмосферы, и, следовательно, лобовое сопротивление играло второстепенную роль. В результате имел место выигрыш в весе, ибо вес обшивки и вес топливных баков для данного объема уменьшаются по мере сокращения величины отношения между длиной и диаметром.

Таблица XI

РАКЕТА А-4

Общая длина	46 *фут*
Максимальный диаметр корпуса	5 *фут* 5,3 *дюйм*
Диаметр по стабилизаторам	11 *фут* 8 *дюйм*
Общий вес	12,5 *т*
Вес боевого заряда	2 150 *фунт*
Вес конструкции	3 865 »
Вес системы управления двигательной установкой	2 235 »
Вес системы наведения и другого оборудования	650 »
Вес основного топлива	19 310 »
Вес вспомогательного топлива	400 »
Максимальная тяга на уровне моря	56 000 »
Средняя удельная тяга	210 сек.
Продолжительность работы двигателя	60—65 сек.
Мощность турбонасосного агрегата	465 *л. с.*

Корпус ракеты А-4 состоял из продольных и поперечных силовых элементов, покрытых листовой сталью толщиной около 0,025 *дюйм.* Тяга передавалась через посредство ферменной конструкции из стальных труб торцевому шпангоуту в переднем конце отсека ракетного двигателя. Главные топливные баки крепились к наружной обшивке, однако вся нагрузка воспринималась шпангоутами углового профиля. Довольно большое относительное перемещение бака и обшивки во время заправки и во время полета было учтено при расчете. Внутренняя поверхность обшивки вокруг баков была изолирована стеклянной ватой для предотвращения теплопередачи от

обшивки к бакам, особенно к баку с этиловым спиртом. Сужение корпуса в передней части ракеты начиналось от отсека с приборами управления; и конструкция здесь состояла из четырех лонжеронов, соединенных с круглым верхним шпангоутом; к последнему болтами крепили коническую боевую часть. При транспортировке боевую часть перевозили отдельно и присоединяли к ракете непосредственно перед ее установкой в положение для запуска.

Ракета А-4 имела такие размеры, что для ее запуска достаточно было небольшой хорошо обученной команды и требовалось сравнительно мало специального оборудования. Лафет с устройством, способным ставить ракету в вертикальное положение, заправочные машины, пусковой стол и машина для управления пуском были единственным крупным вспомогательным оборудованием специального типа [1]. По соображениям удобства ракету запускали из вертикального положения, и таким образом вся задача управления заключалась в том, чтобы повернуть ракету и обеспечить ее полет по траектории, дающей максимальную дальность [5]. Это осуществляли при помощи четырех графитовых газовых рулей и связанных с ними четырех аэродинамических (воздушных) рулей. Каждый из газовых рулей приводился в действие самостоятельным электрогидравлическим сервомеханизмом. Блок управления [6—8] претерпел ряд изменений, причем сначала было применено радиоуправление, которое уступило место автономной системе в позднейших моделях; однако задачи блока управления оставались одинаковыми, а именно:

1. Следить, чтобы плоскость ротора турбины все время оставалась совмещенной с плоскостью стрельбы, то есть стабилизировать ракету по крену.

2. Поворачивать ось ракеты с заранее установленной скоростью при тангаже.

3. Измерять скорость ракеты, чтобы иметь возможность выключить ракетный двигатель с целью получения требуемой дальности.

---

[1] В действительности запуск ракет дальнего действия является довольно сложным и требует гораздо больше специального оборудования, чем указывает автор. — *Прим. ред.*

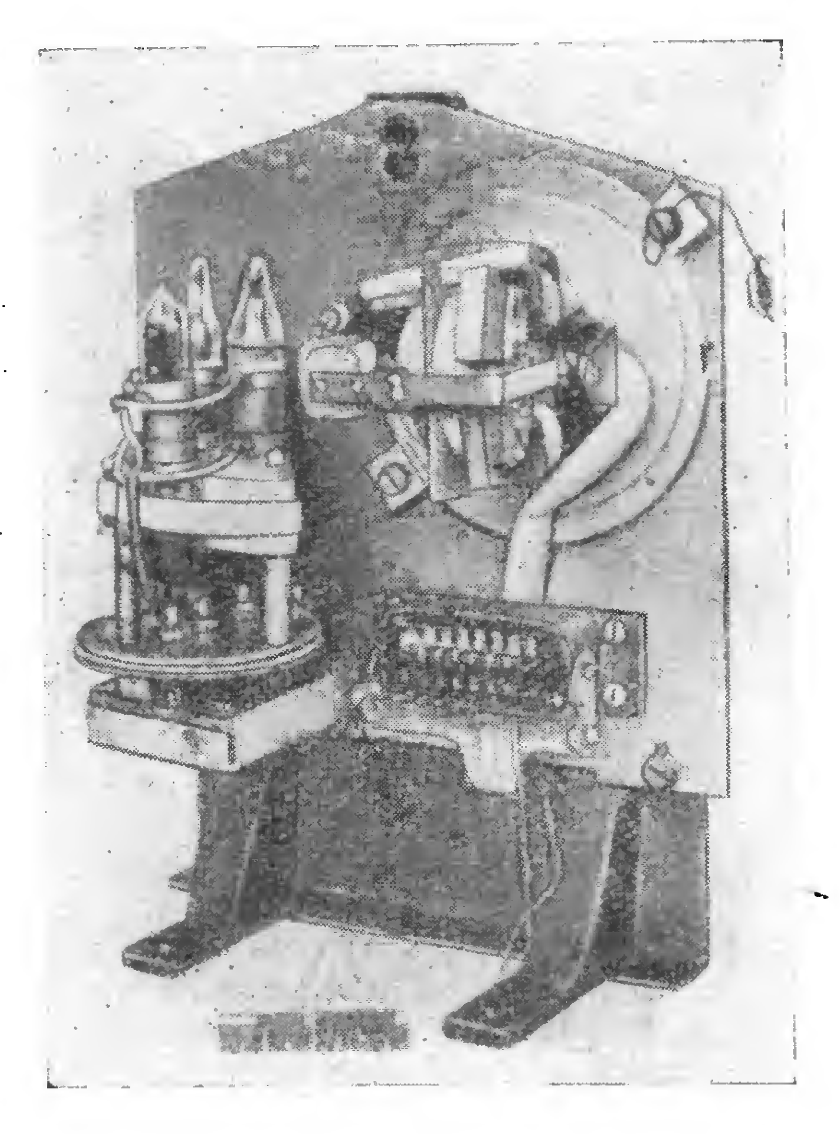
Для управления движением по азимуту, по крену и по тангажу был использован автопилот. Последний состоял из двух приводимых в действие электрическим путем гироскопических приборов; ось одного совпадала с осью ракеты, а ось второго была перпендикулярна к оси ракеты и к плоскости стрельбы. Первый гироскоп обеспечивал стабилизацию по тангажу и автоматически приобретал прецессию в соответствии с заданной программой, с тем чтобы обеспечить ракете правильный угол наклона к «стартовому» горизонту к концу работы двигателя; второй осуществлял стабилизацию по крену и по рысканию. При всяком отклонении в сторону от заранее заданной траектории полета сигнал с потенциометров подавался через усилители к сервомеханизмам, которые приводили в действие рули.

Можно видеть, что для снаряда, летящего под углом примерно 45° к горизонту, дальность будет определяться главным образом высотой и скоростью его полета; небольшие изменения этого угла будут оказывать незначительное влияние на дальность. Если характеристики ракетного двигателя могут быть точно воспроизведены повторно, тогда начальная траектория полета также может быть точно воспроизведена повторно, и, следовательно, если может быть измерена скорость снаряда, то это измерение можно использовать для управления дальностью.

На более ранних вариантах ракеты А-4 применяли метод измерения скорости, основанный на принципе Допплера, но в целях уменьшения возможности искусственных помех со стороны противника на позднейших моделях использовали интегрирующий акселерометр [9], причем первым типом, нашедшим практическое применение, явился гироскопический интегратор. Гироскоп был смонтирован таким образом, чтобы он прецессировал со скоростью, определяемой ускорением снаряда и дополнительной составляющей, вызываемой силой тяжести. Сигнал для прекращения подачи топлива подавался после того, как гироскоп совершит во время своего прецессионного движения заданное число оборотов. Возможное отклонение ракеты при применении этого метода составляло 2,5 мили при дальности 190 миль.

13 Зак. 3073. Дж. Хэмфрис

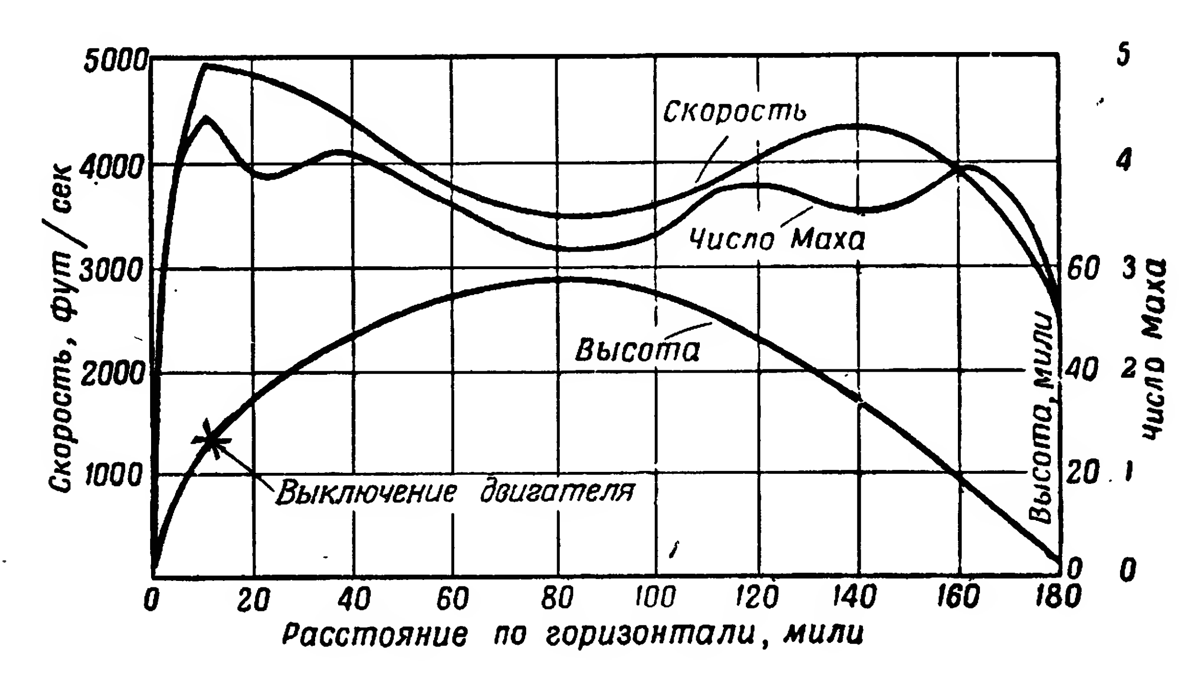
Второй интегрирующий акселерометр состоял из двух основных частей: первой было устройство для получения постоянного тока, пропорционального ускорению, а второй — электролитический элемент для интегрирования по-



Фиг. 82. Электролитический интегрирующий акселерометр ракеты А-4.

лученного таким образом тока (фиг. 82). Первое устройство состояло из магнитоэлектрического прибора с постоянным магнитом и маятником, прикрепленным к катушке. Этот маятник устанавливали так, чтобы он качался под прямыми углами к оси ракеты, и в этом положении его удерживал против силы ускорения крутящий противодействующий момент, создаваемый катушкой.

Сила тока в катушке точно регулировалась и была пропорциональна ускорению; для интегрирования тока был применен электролитический элемент с двумя серебряными электродами, один из которых был покрыт толстым слоем хлористого серебра. Этот электролитический элемент подготавливали к эксплуатации путем сообщения покрытому



Фиг. 83. Типичная траектория полета ракеты А-4.

электроду отрицательного заряда и пропускания через него тока, соответствующего единице ускорения, в течение известного промежутка времени, что вызывало переход некоторого количества хлористого серебра на непокрытый электрод. Затем полюса переключали, и элемент был готов к действию. Во время полета недавно осажденное хлористое серебро переходило обратно на электрод с толстым покрытием, причем завершение этой операции отмечалось возрастанием э. д. с. порядка 1 *в*, что приводило в действие механизм, прекращающий подачу топлива. Отклонение от цели при применении электролитического элемента считали равным примерно 1 миле.

Типичная траектория ракеты А-4 показана на фиг. 83. Первый участок траектории, управление на котором осуществлял гироскоп стабилизации по тангажу, представлял собой почти дугу окружности, причем к моменту,

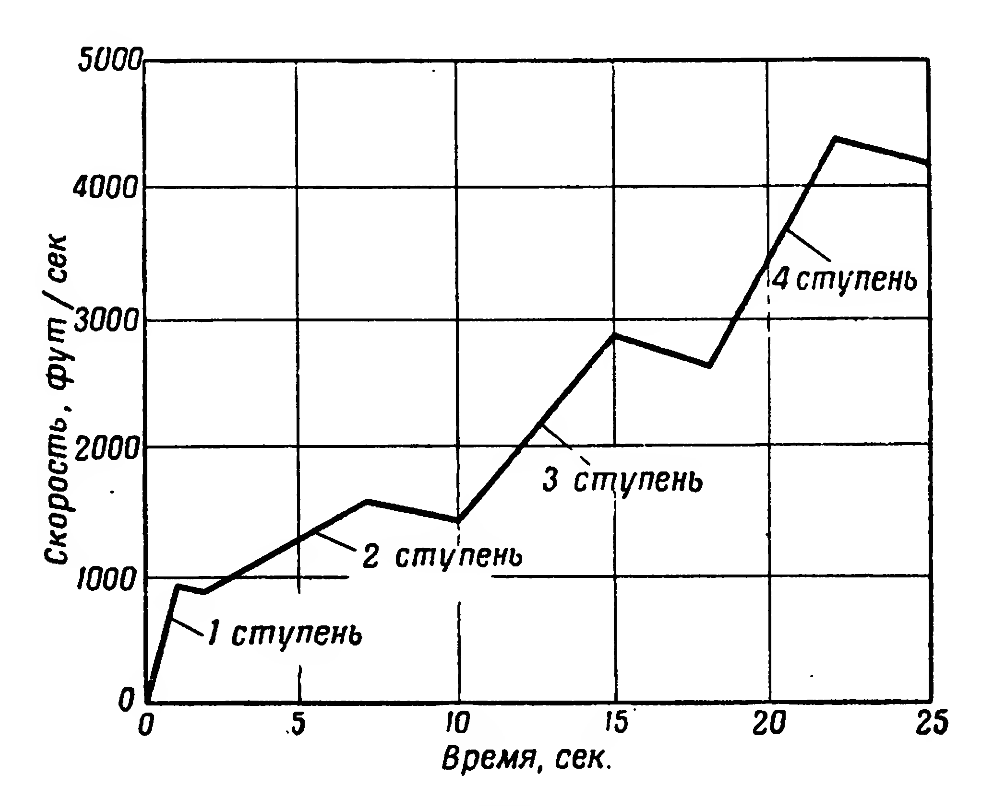
когда все топливо выгорало, ракета летела на высоте 22—23 миль со скоростью около 5000 *фут/сек.*

Управление в начале и в конце этого участка проводилось исключительно с помощью газовых рулей, ибо в начале полета никакого скоростного напора не было, а в конце участка плотность воздуха была настолько незначительной, что управляющие усилия оказывались слишком малы. После израсходования всего запаса топлива траектория становилась параболической, и максимальная высота достигалась примерно на четверти дальности полета. О плотности атмосферы на максимальной высоте полета можно судить по тому факту, что индикаторная воздушная скорость падала примерно до 3—4 *миль/час*, хотя число Маха равнялось почти 4! Некоторые ракеты достигали дальности свыше 200 миль, но большинство пролетало в среднем 180—190 миль. Общая продолжительность полета составляла примерно 5 мин., а действительное ускорение возрастало от 1 g при взлете почти до 8 g к моменту израсходования топлива.

Ракета А-4, которая применялась для обстрела Лондона, была не вполне доведена, и над всеми ее элементами непрерывно работали. Прежде всего стремились сделать ракету крылатой, усовершенствовать двигательную установку и использовать другие топлива. Единственным крупным изменением, внесенным в конструкцию ракеты, было добавление стреловидных крыльев с целью увеличения дальности примерно до 300 миль с помощью планирования; этот вариант был известен под названием ракеты А-4b, причем запустили всего одну или две такие модели. В качестве топливных компонентов собирались применить азотную кислоту и дизельное топливо. Одним из недостатков жидкого кислорода и спирта была их малая общая относительная плотность, равная всего 1,00. Азотная кислота и дизельное топливо при такой же примерно удельной тяге имели общую относительную плотность 1,28, что улучшает показатель конструкции ε. Этот вариант, создававшийся на основе ракеты А-4 и известный как ракета А-8, должен был иметь удлиненную центральную часть для помещения большего количества топлива и новую конфигурацию рулей управления. Но эта ракета не вышла из стадии проектирования, так как

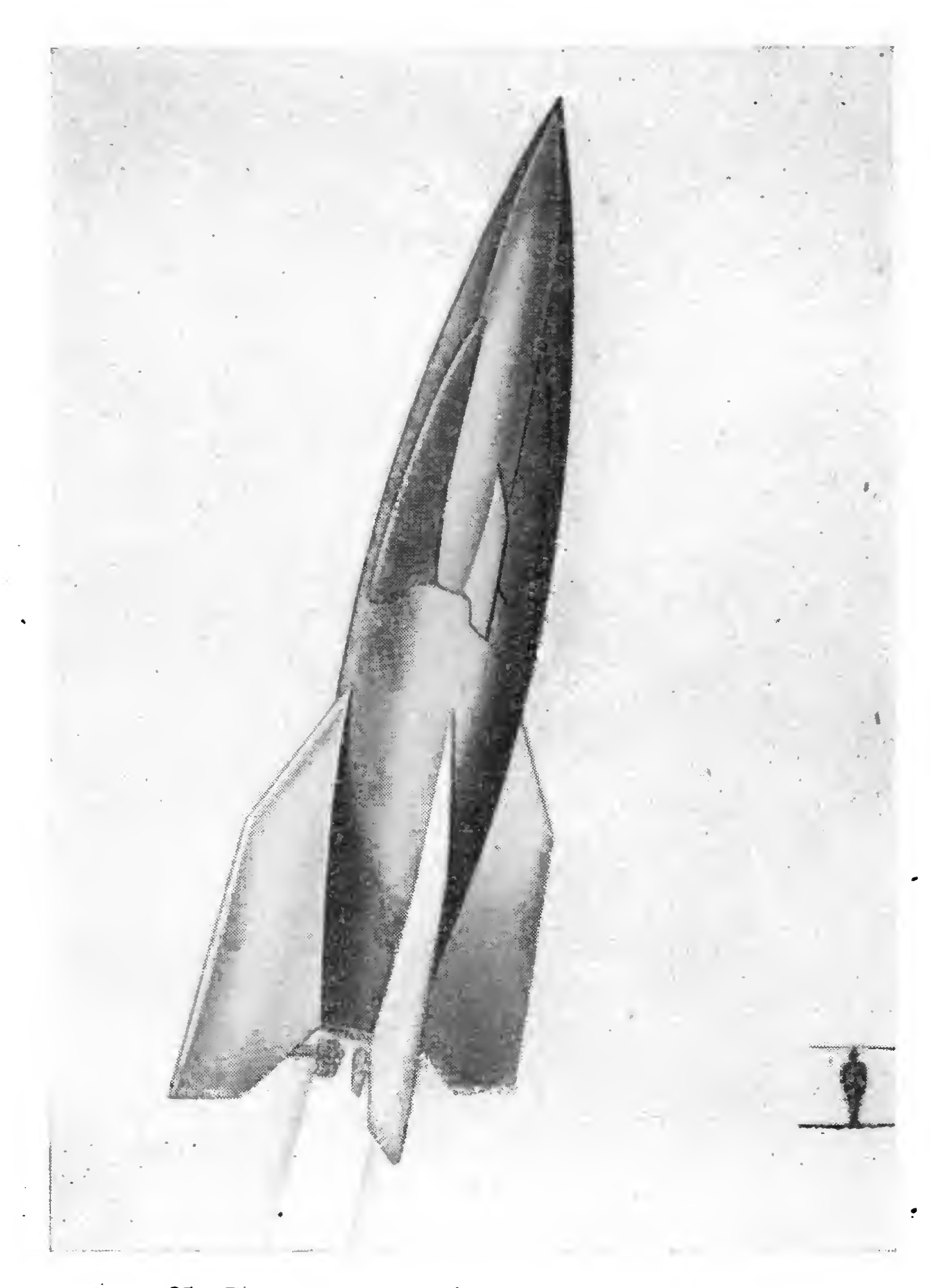
все усилия в последние годы войны были направлены на усовершенствование ракеты А-4.

Наиболее интересным проектом, разрабатывавшимся в исследовательском центре в Пенемюнде, был двухступенчатый снаряд, известный под названием ракеты А-9/А-10 (фиг. 85). Последняя состояла из ракеты А-9, которая представляла собой усовершенствованную ракету А-4b,



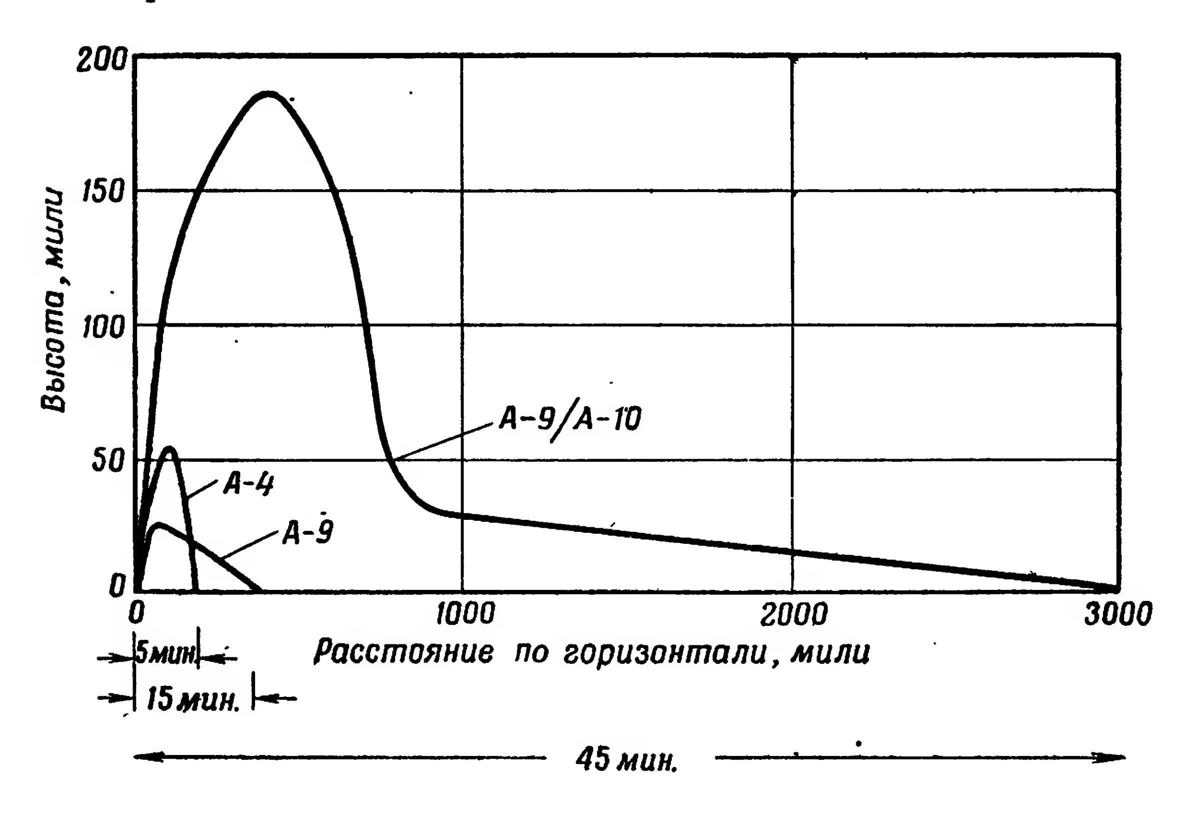
Фиг. 84. Изменение скорости снаряда „Рейнботе" во время полета с работающим двигателем.

и большого ускорителя — ракеты А-10. Намечалось создать несколько вариантов этой ракеты (двигатель должен был работать либо на жидком кислороде и спирте, либо на азотной кислоте и дизельном топливе), однако после 1941 года над ней почти перестали работать, так как нужно было передать в производство ракету А-4. Представление о ней дает фиг. 85, а на фиг. 86 показаны траектории ракет А-4, А-9 и А-9/А-10, построенные для сравнения в одинаковом масштабе. Полетный вес ракеты А-10 должен был составлять около 85 *т*; для повторного использования предусматривалось ее возвращение на землю с помощью парашюта. Спуск на парашюте,



Фиг. 85. Двухступенчатая баллистическая ракета дальнего действия А-9/А-10.

конечно, не мог бы полностью предохранить ракету от повреждений; однако рассчитывали на возможность повторного использования хотя бы главной двигательной



Фиг. 86. Траектории ракет А-4, А-9 и А-9/А-10.

установки. Вследствие дополнительных ошибок, вызываемых продолжительным планирующим полетом, намечали также пилотируемый вариант ракеты А-9/А-10.

«Рейнботе» [10]

Хотя жидкостный ракетный двигатель является идеальным для снарядов дальнего действия вследствие его управляемости и продолжительного времени работы, для них строились также и двигательные установки на твердом топливе. Последние обладают тем преимуществом, что по своему устройству они очень просты. Двигатель такого типа и был установлен на снаряде «Рейнботе», который достиг стадии боевого использования[1]. Он

[1] В конце войны немцы выпустили небольшое число этих снарядов из Зволле по Антверпену. — *Прим. ред.*

представлял собой неуправляемый четырехступенчатый снаряд, основные данные которого приведены в таблице XII.

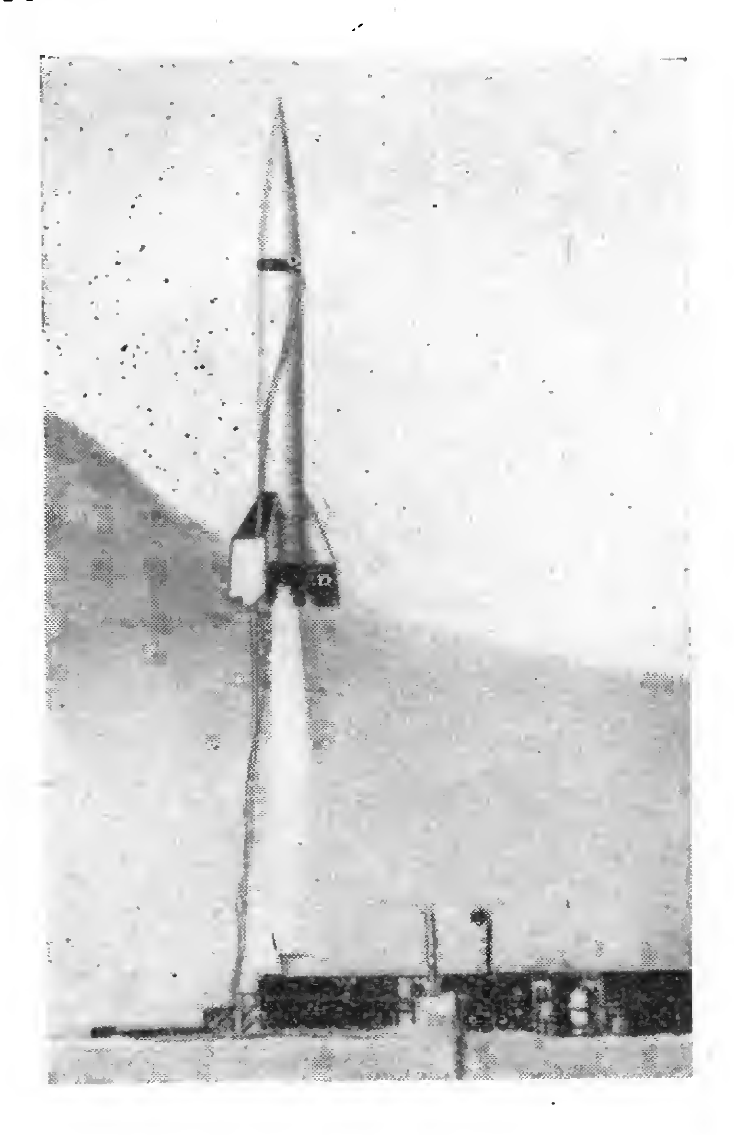
Таблица XII

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ СНАРЯДА «РЕЙНБОТЕ»

Общая длина	36,6 *фут*
Общий вес	3 643 *фунт*
1-я ступень	1 562 »
2-я ступень	836 »
3-я ступень	792 »
4-я ступень (без боевого заряда)	365 »
Боевой заряд	88 »
Тяга 1-й ступени	83 600 »
Тяга 2-й ступени	12 300 »
Тяга 3-й ступени	12 300 »
Тяга 4-й ступени	5 280 »
Время работы 1-й ступени	1 сек.
Время работы последующих ступеней	5 сек.
Максимальная дальность	96 миль

Для того чтобы сообщить ракете правильное направление, ее запускали со специальной пусковой установки. Дальность, приведенная в таблице, является максимальной; она уменьшалась, если применялся более крупный боевой заряд — при максимальном боевом заряде весом 440 *фунт* дальность составляла 40 миль. В процессе разработки находилась реактивная катапульта, в которой сжигался пороховой заряд, сообщавший снаряду начальный импульс и таким образом устранявший необходимость в ускорителе. Воспламенение первой ступени производилось электрическим путем с пусковой площадки, в то время как воспламенение остальных ступеней производилось дистанционными трубками с часовым механизмом, который включался под действием ускорения в момент движения ракеты по направляющим с пусковой установки. После воспламенения очередной ступени струя газов сбрасывала предшествующую ступень. Кривая, характеризующая зависимость скорости от времени при взлете снаряда «Рейнботе», представлена на фиг. 84. Из графика видно, что была предусмотрена задержка в несколько секунд между моментом полного израсходо-

вания запаса топлива в одной ступени и моментом воспламенения следующей в расчете на всякие неточности в продолжительности горения и срабатывании дистанционной трубки.



Фиг. 87. Ракета Конвэр МХ-774.

Одна из проблем, возникающих при применении многоступенчатых ракет этого типа, заключается в том, чтобы избежать падения ступеней в таких местах, где они могли бы причинить повреждения. 1, 2 и 3-я ступени снаряда «Рейнботе» сбрасывались соответственно на расстоянии 2,5 и 12 миль от места запуска.

За последние годы правительствами различных стран было опубликовано слишком мало сообщений, чтобы

можно было судить о прогрессе в области разработки баллистических ракет дальнего действия, хотя несколько откровенных заявлений сделали известным существование проектов подобных ракет в США. Один из опубликованных в открытой печати фотоснимков представлен на фиг. 87 — на нем изображена ракета Конвэр МХ-774, которая способна достигать при вертикальном полете высоты более 100 миль[1].

[1] По сообщениям иностранной печати, в США уже давно ведутся работы над созданием межконтинентальных беспилотных средств нападения (самолеты-снаряды «Снарк» и «Навахо», баллистическая ракета «Атлас» и др.). Предполагается, что двухступенчатая ракета «Атлас» будет иметь дальность 8000 *км*; она покроет это расстояние за 30 мин. При этом наибольшая высота полета составит 1280 *км*, а скорость в конце активного участка траектории — 6700 *м/сек*. 11 июня 1957 года состоялся первый запуск этой ракеты на дальность 3200 *км* при максимальной высоте полета 110 *км*. Запуск был неудачным: достигнув высоты 4 *км*, ракета упала. Второй и третий запуски также окончились неудачей.

В то же время испытания сверхдальней, межконтинентальной, многоступенчатой баллистической ракеты в СССР, по сообщению ТАСС от 27 августа 1957 года, прошли успешно. — *Прим. ред.*

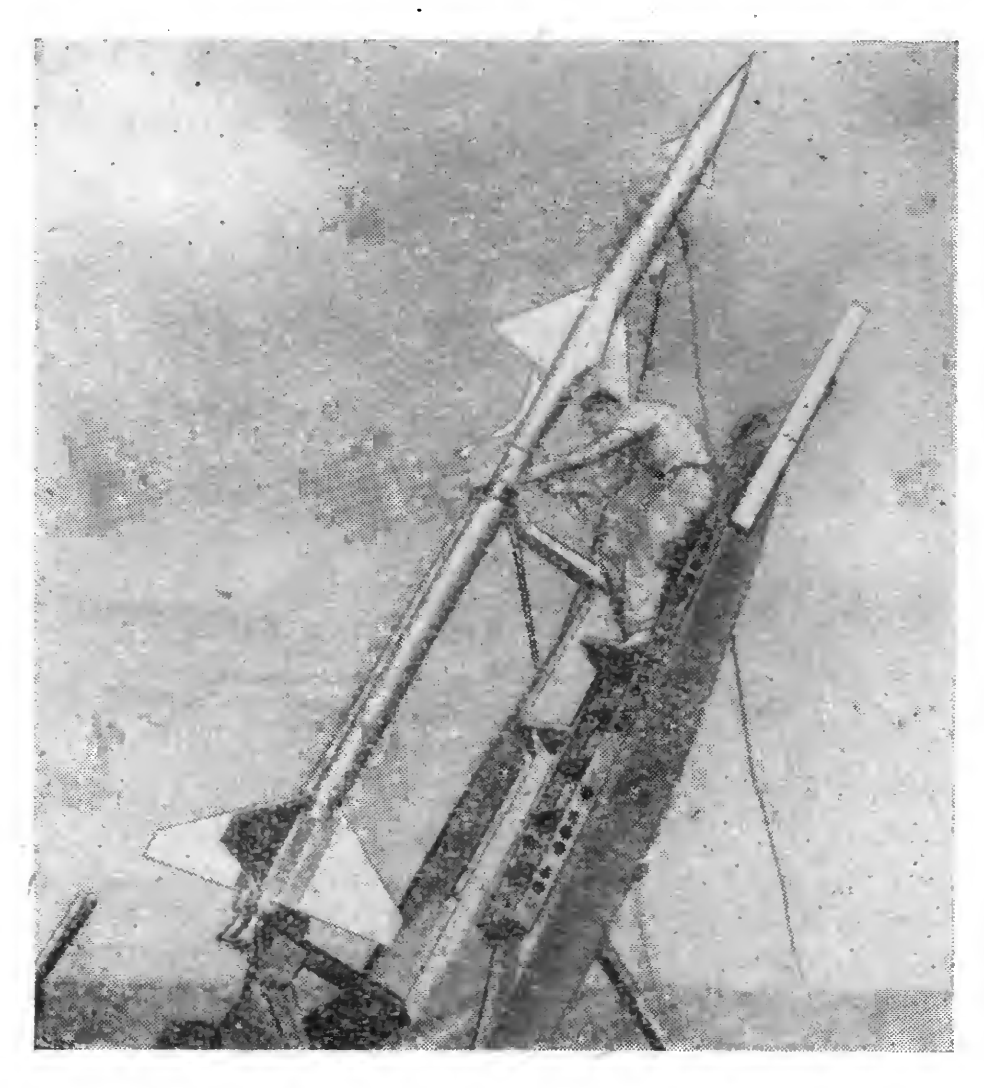
Глава XI

ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЕ РЕАКТИВНЫЕ СНАРЯДЫ И ИСПЫТАНИЯ РЕАКТИВНЫХ СНАРЯДОВ

Реактивные снаряды, используемые для исследовательских целей, подразделяются на три категории. Во-первых, существуют реактивные снаряды, специально проектируемые для получения основной информации о поведении снарядов в полете или об отдельных процессах, связанных с их применением, как например об управлении, наведении или работе ракетного двигателя в условиях ускорения. К этой категории снарядов относятся первые ракеты Годдарда и построенные в Пенемюнде ракеты А-1 и А-2. В настоящее время, когда разрабатывается так много реактивных снарядов военного назначения, для исследовательских целей гораздо чаще используют именно их, чем создают специальные летательные аппараты. Тем не менее последние иногда разрабатывают; например, их широко применяют для получения аэродинамических характеристик моделей [1, 2]. Модель крепят впереди испытательной ракеты, выполняющей роль ускорителя, благодаря чему модели могут быть сообщены весьма высокие скорости и высота полета; пользуясь такими методами, НАКА (Национальный консультативный комитет по авиации, США) получил данные по высоте полета до 100 тыс. *фут* и по скорости до 2500 *миль/час* [3]. На фиг. 88 показана ракета, разработанная НАКА для такого рода исследовательской работы.

Во-вторых, существуют экспериментальные реактивные снаряды, которыми пользуются для получения специальной информации, играющей важную роль для постройки того или иного реактивного снаряда. Они обычно представляют собой опытные образцы в натуральную величину, однако иногда в целях экономии применяют небольшие модели с собственным двигателем.

Наконец, существуют ракеты для исследования верхних слоев атмосферы, или ракеты-зонды, которыми пользуются для исследования атмосферных и иных явлений,



Фиг. 88. Ракета НАКА для аэродинамических исследований.

не связанных с самой ракетой. В этом случае также могут быть применены обычные реактивные снаряды, примером чему может служить использование ракеты А-4 в США. Поскольку от таких снарядов требуется только движение вертикально вверх, отпадает необходимость в сложных механизмах управления и наведения, применяемых на большинстве реактивных снарядов военного назначения, что значительно упрощает разработку высотных метеорологических ракет. Действительно, было

построено несколько ракет, специально спроектированных для исследования верхних слоев атмосферы; в этой главе мы расскажем о некоторых из них.

Испытания реактивных снарядов

Выше уже упоминалось о больших затратах средств и времени, связанных с исследованием и разработкой реактивных снарядов. Это объясняется тем, что обычно снаряд нельзя использовать больше одного раза. Правда, можно снабдить снаряд парашютом, чтобы спустить его на землю и иметь возможность запустить вторично, однако чаще всего размещение в снаряде парашюта достаточных размеров приводило бы к необходимости снимать с него испытательные приборы. Поэтому основную часть исследовательской работы стараются выполнить на испытательном стенде, в аэродинамической трубе и на моделирующем устройстве, хотя проведение широких летных испытаний также всегда существенно необходимо.

Каждый испытательный запуск должен обеспечить получение возможно большего количества полезных сведений. Для выполнения такого требования вес и размеры аппаратуры приходится максимально ограничивать, и с этой целью было разработано множество миниатюрных измерительных устройств. На всех ракетах, за исключением высотных, обычно измеряются давление, ускорение, скорость, определяется положение ракеты и плоскостей управления. Положение ракеты легче всего определять извне при помощи фотографических средств [4, 5], и для этой цели было разработано несколько весьма точных кинотеодолитов. Подобные приборы позволяют быстро фиксировать координаты ракеты, но для более точных измерений можно воспользоваться рядом специальных стационарных фотокамер, дающих снимки на фотопластинках. Эти фотокамеры точно визируют на определенные звезды, и они способны фиксировать положения ракеты с ошибкой порядка около фута на высоте 20 миль; один из подобных инструментов показан на фиг. 89. По положениям ракеты можно определить как скорость, так и ускорение, однако для измерения этих величин больше

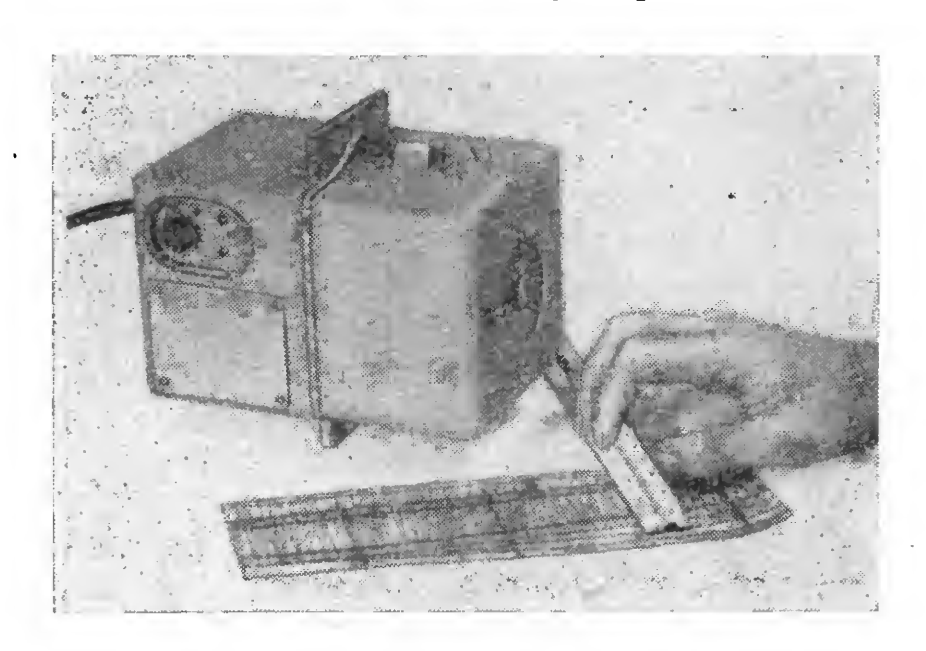
распространены другие методы, обеспечивающие высокую точность: скорость обычно определяют по радиометоду, основанному на применении принципа Допплера, а ускорение — посредством устанавливаемых на ракете акселерометров.



Фиг. 89. Фотокамера для получения данных и траектории полета ракеты.

Информацию, которую дают находящиеся на ракете приборы, можно получить либо путем прямой записи и возврата приборов на землю после произведенного запуска, либо при помощи системы телеметрического контроля [6—12]. Последний метод более удобен для прямых измерений, так как показания приборов могут быть записаны в контрольном центре и немедленно использо-

ваны. Коротко говоря, система телеметрического контроля заключается в преобразовании подлежащих передаче данных в соответствующие напряжения, сопротивления и т. д. и использовании этих величин для модулирования передаваемых радиосигналов. Эти сигналы записываются на наземной станции, и, зная различные константы цепей и тарировочные характеристики улавливающих контуров, эти записи можно снова преобразовать в показатели давления, ускорения и т. п.



Фиг. 90. Осциллограф фирмы „Консолидейтед Инджиниринг“, устанавливаемый на исследовательской ракете.

Хотя и весьма удобная для записи большинства видов данных, связанных с прямыми числовыми результатами, система телеметрического контроля не подходит для более сложных видов данных. Например, таким путем невозможно передать фотоснимки или спектрограммы; подобные данные поэтому записывают обычным порядком и прибор, или в крайнем случае запись, подбирают после падения ракеты. Размещение подобных приборов таким образом, чтобы они получали минимальные повреждения при ударе о землю, является задачей, для решения которой нужен большой опыт. В некоторых случаях приборы автоматически сбрасывались и опускались на землю при помощи парашюта. Кроме

того, на ракетах иногда применяли миниатюрные многоканальные самописцы, защищенные надлежащим образом от ударов; один из таких приборов показан на фиг. 90.

Исследовательские ракеты [13, 14]

Исследование верхних слоев атмосферы можно проводить посредством самолетов, аэростатов или ракет. Самолет наименее практичен вследствие ограниченной высоты полета; аэростаты могут достигать высоты порядка 120 тыс. *фут*, оставаться в воздухе в течение нескольких часов и даже суток, стоят недорого и их запуск сравнительно несложен. Но для исследования высот более 120 тыс. *фут* единственным средством служат ракеты. К сожалению, они страдают серьезными недостатками. Время и высота их полета весьма ограничены: ракета А-4, запущенная вертикально, имеет, например, продолжительность полета всего около 8 мин. Они могут поднимать довольно большие нагрузки (А-4 до тонны), но постройка ракет сколько-нибудь больших размеров обходится очень дорого. Кроме того, такие ракеты приходится запускать в весьма отдаленных и пустынных районах, так как они могут взорваться при запуске или упасть, причинив большие повреждения. Однако, несмотря на эти недостатки, ракетами широко пользовались на протяжении последних нескольких лет для исследований верхних слоев атмосферы.

После окончания второй мировой войны большое количество материалов и оборудования для сборки ракет А-4 было доставлено на испытательный полигон Уайт-Сандс в США, где до сих пор используется при выполнении различных программ исследований верхних слоев атмосферы [15, 16]. Так как А-4 была уже тогда довольно хорошо разработана, потребовались сравнительно небольшие изменения. Боевая часть была заменена приборным отсеком конической формы, а аппаратура управления обеспечивала полет с отклонением в 7° к северу от вертикали, чтобы исключить возможность падения ракеты обратно на место запуска. Другой предосторожностью было добавление управляемой по радио системы выключения тяги, чтобы в том случае, если снаряд отклонится

от заранее установленной траектории полета вследствие какой-либо неполадки в аппаратуре управления, его можно было бы задержать, прежде чем он удалится слишком далеко. Было запущено почти 100 таких ракет, которые позволили получить много ценных данных. Вследствие большой грузоподъемности высотных ракет в воздух можно поднимать много аппаратуры, однако это обходится очень дорого: подсчитано, что стоимость каждого запуска составляет около 100 тыс. фунтов стерлингов. Ракета меньших размеров была бы более удобной и для большого числа экспериментов была бы достаточна меньшая высота полета (с помощью ракеты А-4 была достигнута высота 114 миль). Это хорошо понимали уже в самом начале осуществления программы исследований верхних слоев атмосферы, когда приступили к разработке ракеты «Аэроби».

До этого, однако, в США уже велась работа по разработке ракеты, известной под названием «ВАК Корпорал». Работа эта была начата в декабре 1944 года по требованию Артиллерийско-технического управления, поручившего лаборатории реактивного движения при Калифорнийском технологическом институте построить метеорологическую ракету, способную поднимать минимальную полезную нагрузку весом 25 *фунт* на высоту 100 тыс. *фут*. Вместо постройки опытного образца в натуральную величину была разработана модель в масштабе 1 : 5, известная под названием «Бэби ВАК»; на ней проверялись различные идеи, пока не были установлены наиболее удовлетворительные решения для различных проблем аэродинамики и устойчивости. Ракета в окончательном варианте имела длину 16 *фут* и диаметр 1 *фут* и могла достигать высоты 40 миль, что значительно превышало расчетные требования. В то время, когда осуществлялась программа запуска ракет А-4, решили, что было бы очень полезно иметь ракету, способную поднимать больше аппаратуры на бóльшую высоту, и приступили к разработке ракеты «Аэроби».

Однако прежде чем совершенно отказались от ракеты «ВАК Корпорал», ее использовали в качестве второй ступени двухступенчатой ракеты «Бампер ВАК»,

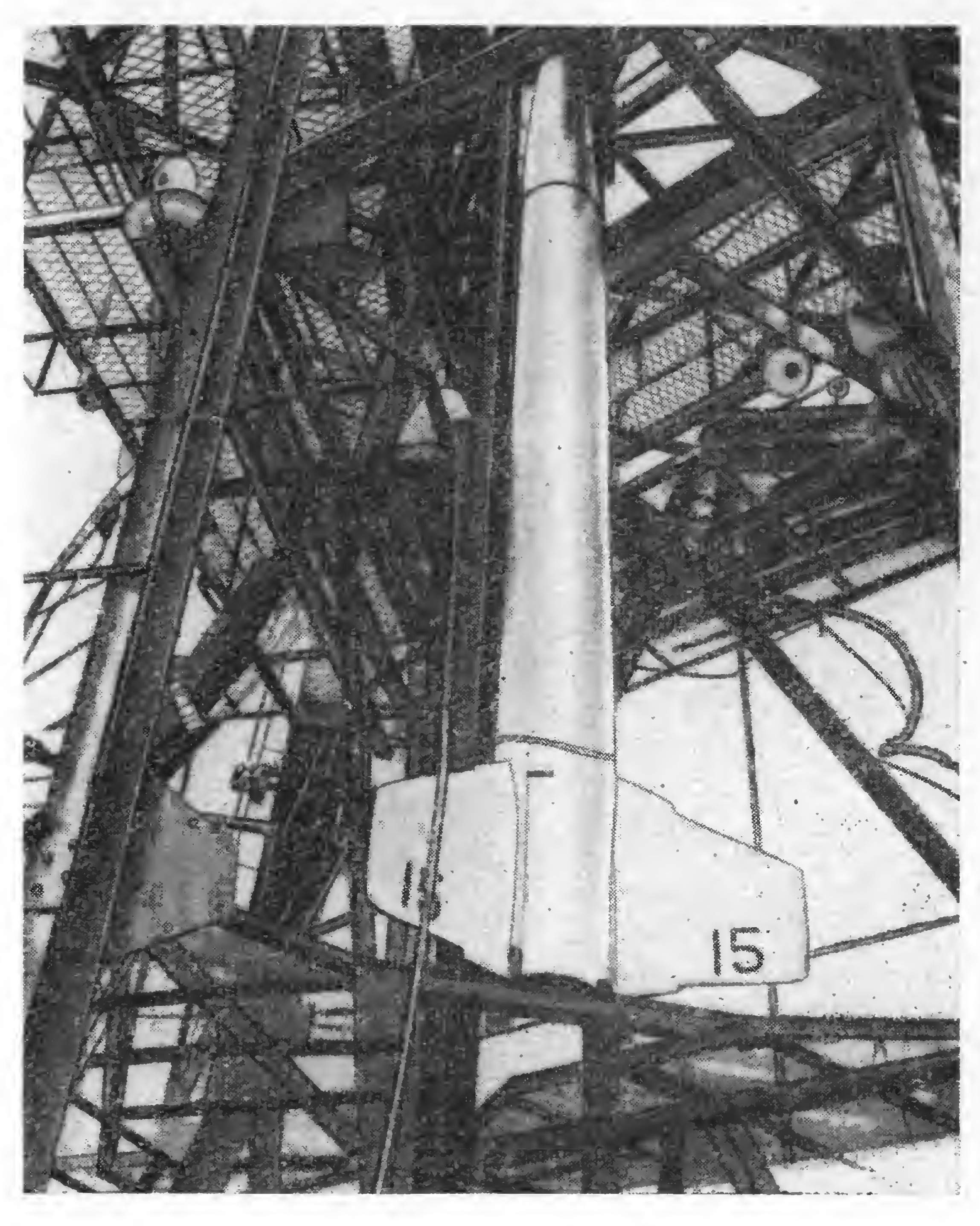
14 Зак. 3073. Дж. Хэмфрис

первой ступенью которой служила ракета А-4. На высоте около 20 миль, когда двигатель ракеты А-4 еще работал и полет, следовательно, был устойчивым, запускалась ракета «ВАК Корпорал». Одна из таких двухступенчатых ракет достигла конечной скорости 5000 *миль/час* и высоты в 244 мили.

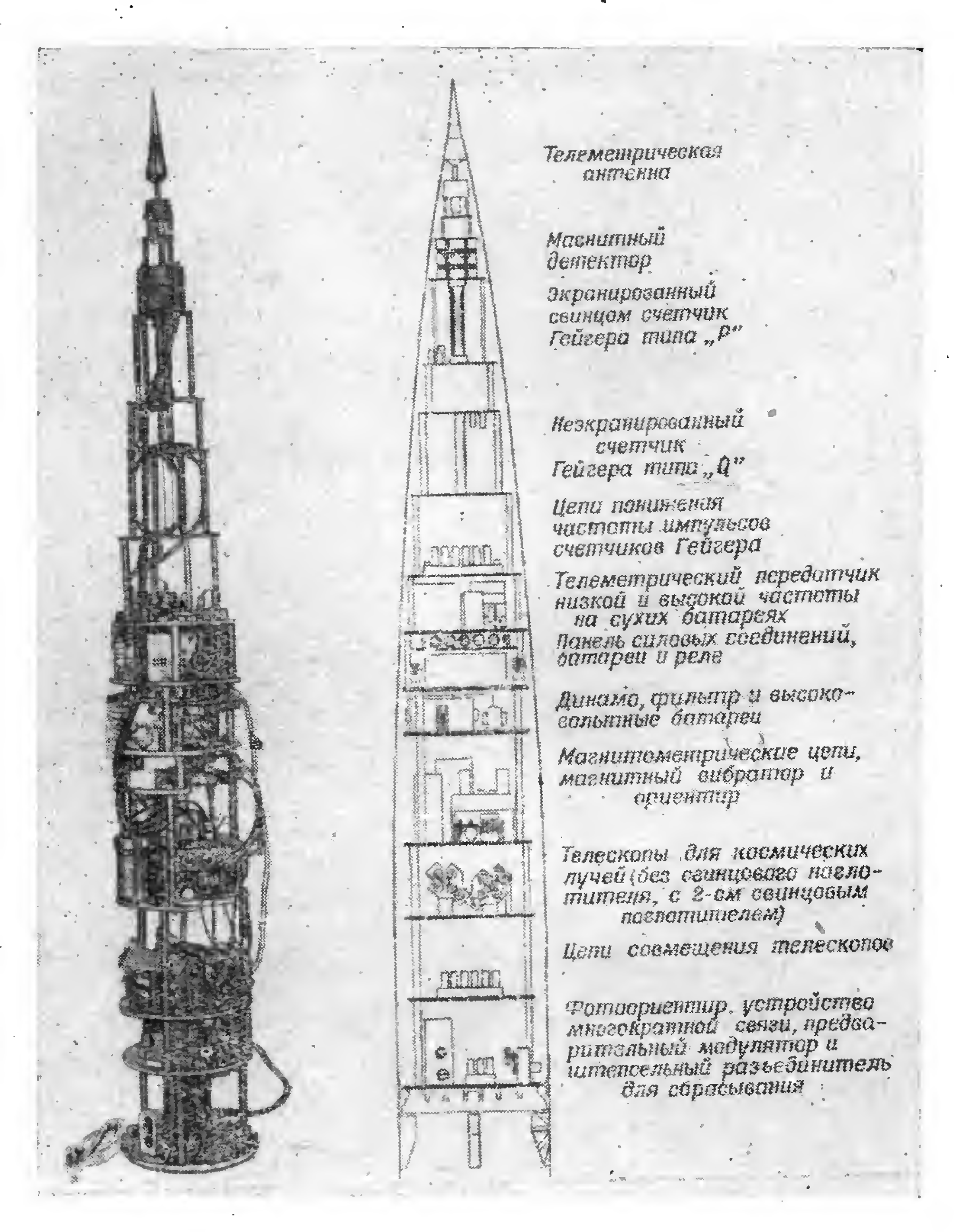
Ракета «Аэроби» [17, 18], показанная на фиг. 91, — первая специально разработанная метеорологическая ракета, предназначавшаяся для применения в широких масштабах. Устройство этой ракеты очень простое. Она лишена какой бы то ни было системы управления, и ее устойчивость в полете обеспечивается правильной центровкой и хвостовым оперением. Ракета запускается с установки высотой 140 *фут*, способной изменять угол наклона. Для достижения до схода с направляющих достаточно высокой скорости, необходимой для устойчивого полета, на ракете используют пороховой ускоритель. Маршевый двигатель работает на дымящей азотной кислоте и анилине. Ракета «Аэроби» имеет длину 19 *фут*, диаметр 15 *дюйм* и способна поднимать 150 *фунт* полезного груза на высоту около 70 миль.

Как и на ракете А-4, исследовательские приборы в основном располагаются в головном отсеке вместе с телеметрической аппаратурой и источниками питания. Затем идут топливные баки, а за ними — ракетный двигатель. Расположение приборов показано на фиг. 92. Именно такое расположение было использовано на ракетах, запущенных с борта американского судна «Нортон Саунд» на магнитном экваторе с целью исследования явлений, связанных с магнитным полем Земли и космическим излучением.

Проектирование и эксплуатация приборов для высотных ракет представляют собой особую задачу. Некоторыми из факторов, которые приходится принимать в расчет, являются объем, вес, равновесие, давление, нагрев и ускорение. Например, объем, отводимый под приборы на ракете «Аэроби», составляет 5 *куб. фут*, минимально допустимый для обеспечения устойчивости вес составляет около 120 *фунт*, а максимальный вес определяется прочностью конструкции и равен 350 *фунт*. Следовательно, для обеспечения наилучших летных характеристик вес



Фиг. 91. „Аэроби“, ракета для исследования верхних слоев атмосферы.



Фиг. 92. Расположение приборов в ракете „Аэроби“.

Фото (*слева*) и схема (*справа*).

приборного оборудования должен составлять около 120 *фунт* и приборы должны быть размещены таким образом, чтобы ракета была устойчивой в полете. Многие электрические приборы работают неудовлетворительно, если давление воздуха крайне низкое, вследствие того, что в этих условиях легко возникает проскок искры; следовательно, для работы отдельных приборов приходится создавать условия, близкие к атмосферным условиям у поверхности Земли. На ракете «Аэроби» весь приборный отсек герметически изолирован, и во время полета в нем поддерживается постоянное давление.

Двумя наиболее важными факторами являются нагрев и ускорение. Вследствие аэродинамического нагрева температура обшивки ракеты «Аэроби» у головной части может достигать 200° С, что почти исключает возможность использования температурочувствительных устройств; в случае же применения их приходится снабжать компенсирующими приспособлениями или тщательно изолировать. Кроме того, аппаратура должна выдерживать максимальный коэффициент перегрузки (в ракете «Аэроби» при взлете он равен 12) и хорошо работать в условиях ускорения, сообщаемого основным двигателем. Помимо того, аппаратура должна работать с возможно меньшим промежутком отставания, ибо ракета на большей части траектории своего полета движется со значительной скоростью и временно́е отставание вводило бы ложные показания. Поскольку аппаратуру редко удается подбирать на земле в исправном состоянии, приборы должны работать так, чтобы их показаниям можно было полностью доверять. Поэтому при всякой возможности стараются снабдить аппаратуру какими-либо средствами тарировки в полете, с тем чтобы обеспечить контроль за ее работой.

С самого начала осуществления американцами программы исследований верхних слоев атмосферы было ясно, что в дополнение к ракете «Аэроби» с высотой полета 70 миль понадобится разработать еще ракету для замены А-4, поскольку запасы этих ракет не могут быть бесконечными. Затем решили, что нужно уменьшить полезную нагрузку и увеличить высоту полета. В результате была разработана ракета «Викинг», показанная

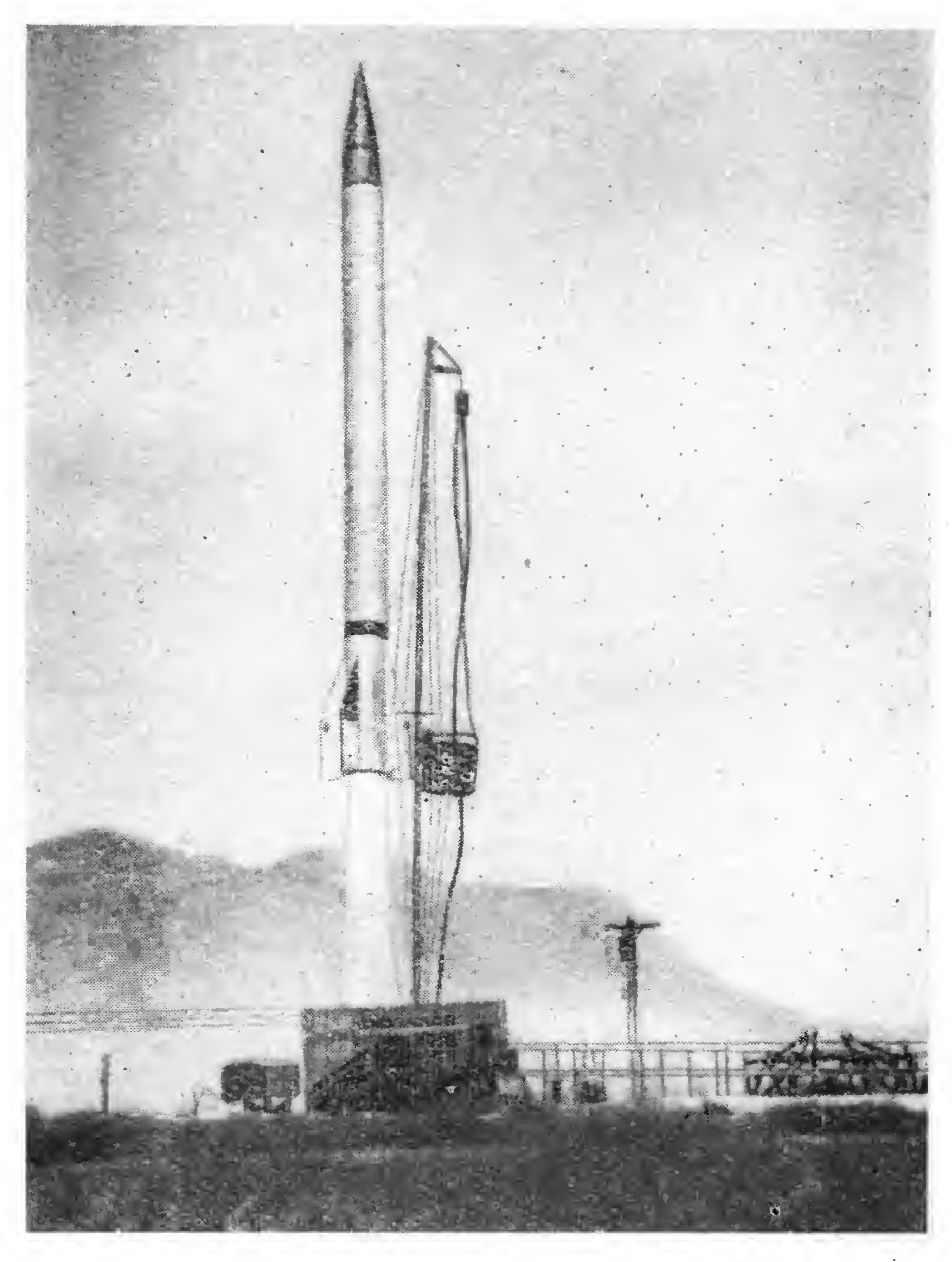
в разрезе на фиг. 93 и в момент взлета — на фиг. 94. Для того чтобы ускорить разработку [19—21] в основу ракеты «Викинг» были положены общие характеристики ракеты А-4. Максимальная полезная нагрузка составляла 1000 *фунт,* а наибольшая достигнутая в полете высота при полезной нагрузке 825 *фунт* составила 158 миль.

Общая компоновка совпадает с компоновкой других высотных ракет: отсек с исследовательскими приборами находится в головной части, за ним располагаются отсек с приборами управления, топливные баки и ракетный двигатель. Ракетный двигатель работает на жидком кислороде и 75%-ном этиловом спирте, подача которого производится турбонасосным агрегатом, приводимым в действие парогазом, получаемым, как и в ракете А-4, при разложении перекиси водорода. Ракета по длине почти равна А-4 (45—49 *фут* в зависимости от модели), однако имеет диаметр всего 32 *дюйм* при полетном весе 11 тыс. *фунт* (у А-4 — 28 600 *фунт).* Ракетный двигатель создает тягу 20 тыс. *фунт* в течение 75 сек., а следующие 5—6 мин. затрачиваются на достижение максимальной высоты и обратный спуск примерно до 130 тыс. *фут.* На этой высоте атмосфера начинает оказывать воздействие и опрокидывает ракету, так что она падает на землю головной частью вперед. К этому времени ракета уже выполнила свою задачу; теперь лишь нужно обеспечить, чтобы все приборы или записи, которые должны быть подобраны, сохранились. Это осуществляется при помощи зарядов взрывчатого вещества, помещаемых в ракету таким образом, чтобы она разламывалась при взрыве на две или большее число частей. Конечная скорость падения этих частей значительно меньше, чем скорость падения целого снаряда, и таким образом шансы подобрать приборы и записи в неповрежденном состоянии возрастают.

С целью обеспечить устойчивость снаряда при взлете (ускоритель или пусковую вышку не применяют) и по окончании работы двигателя, когда плотность воздуха невелика, решили поддерживать стабилизацию по тангажу и по рысканию путем изменения направления действия тяги ракетного двигателя. Это достигается посредством монтажа камеры сгорания на карданном под-



Фиг. 93. Один из ранних вариантов ракеты „Викинг“ для исследования верхних слоев атмосферы (разрез).



Фиг. 94. Взлет высотной ракеты „Викинг 7“.

весе и поворота ее при помощи сервомеханизмов. Отклонения от траектории полета обнаруживаются соответствующим образом установленными гироскопами, как в ракете А-4, а затем сигналы передаются через усилители и цепи управления к сервомеханизмам, которые вносят соответствующие поправки.

Разработан новый метод получения моментов управления по крену, заключающийся в пропускании парогаза через две пары противоположно направленных сопел на каждом из двух противоположных стабилизаторов. По соответствующему сигналу гироскопа крена парогаз может получить возможность в равной мере выходить из всех четырех сопел, не создавая, таким образом, никакого момента; но такой момент можно создать, если выпуск парогаза будет производиться определенным образом. Так как при довольно высоких скоростях прохождения через более плотные слои атмосферы можно ожидать дополнительных аэродинамических возмущающих сил, то предусматривают дополнительное управление по крену посредством триммеров. При прекращении работы двигателя на всяком снаряде возникают дестабилизирующие силы, которые объясняются главным образом изменением направления действия тяги вследствие неустойчивого горения при пониженных давлениях в камере, встречающихся в диапазоне между полной и нулевой тягой, и крутящими моментами, возникающими в результате замедления вращения турбины турбонасосного агрегата. При полете обычной ракеты дальнего действия эти силы не играют большой роли, так как в тот момент, когда они начинают действовать, она уже фактически находится за пределами атмосферы и на траекторию ее полета не влияет никакое изменение положения, однако на высотной ракете часто бывает необходимо, чтобы положение оставалось постоянным. Например, могут потребоваться данные об интенсивности космического излучения в одном определенном направлении, а если дать возможность ракете после израсходования топлива занимать любое положение, то результаты, полученные после этого момента, то есть на большей части траектории, были бы просто бесполезными. Поэтому ракета «Викинг» имела ряд небольших сопел

для парогаза, которых было достаточно для управления снарядом (после полного израсходования топлива) по тангажу и рысканию, а также по крену и, следовательно, для удержания его в одном положении.

На летные характеристики ракеты любой конструкции наиболее значительное влияние оказывает продолжительность работы двигателя. На ракете «Викинг» сокращение времени работы двигателя на 5% вызвало бы уменьшение максимальной высоты полета на 25%; вследствие этого весьма важно опоражнивать оба топливных бака одновременно, пользуясь все время оптимальным составом смеси. Этому мешает изменение продольного ускорения во время полета; оно вызывает изменение давления на входе в насосы, а следовательно, и изменение в составе смеси. Для регулировки давления на входе в насосы создается некоторый регулируемый его прирост; для этой цели давление в топливных баках при помощи гелия несколько повышают.

Проектирование конструкции совпадает с практикой, принятой в самолетостроении, за исключением немногих деталей. Повсюду, кроме обшивки на передних кромках стабилизаторов и на головной части, которая состоит из нержавеющей стали, чтобы противостоять аэродинамическому нагреву, применяют алюминий. На первых двух моделях топливные баки были отделены от обшивки, но на всех последующих наружная поверхность топливных баков являлась частью обшивки ракеты.

Исследование верхних слоев атмосферы [22—24]

В заключение этой главы для показа возможностей высотных ракет мы расскажем о довольно интересных экспериментах, проведенных с их помощью. Различные виды исследовательской работы можно подразделить на пять категорий. Первая имеет дело с астрофизическими явлениями; это главным образом излучения, которые исследуются до проникновения в атмосферу. Сюда относятся космические лучи, а также ультрафиолетовые и рентгеновские лучи, испускаемые Солнцем. Исследование космических лучей представляет собой одну из самых инте-

ресных областей современной физики; высотные ракеты были широко использованы для изучения первичных космических лучей, являющихся частицами весьма больших энергий и присутствующих только над плотными слоями атмосферы. Когда во время движения через верхние слои атмосферы одна из таких частиц сталкивается с каким-либо атомным ядром, она расщепляет ядро, которое поглощает некоторую часть огромной энергии частицы и высвобождает протоны, нейтроны и мезоны. В самых различных местах земного шара от экватора и до Северного полюса с помощью ракет неоднократно поднимали в воздух счетчики Гейгера и «телескопы», определяющие направление потока космических лучей. Некоторые из наиболее практически полезных экспериментов были посвящены исследованию ультрафиолетовых лучей. Земная атмосфера полностью поглощает излучение с длиной волны менее 2900 Å, однако спектрографы, поднятые в воздух на ракетах, позволили изучить спектр до волн длиной 2300 Å и значительно расширили познания людей в отношении состава атмосферы Солнца. Результаты работы спектрографов нельзя передавать с помощью телеметрической системы; это как раз один из случаев, когда приходится подбирать на земле фотопленки. Спектрографы научились опускать так удачно, что некоторые из таких приборов, установленных на ракетах А-4, оказались в достаточно удовлетворительном состоянии, чтобы их можно было использовать вторично. Одним из наиболее замечательных экспериментов была установка отполированных до зеркального блеска металлических пластинок на обшивке ракеты и исследование их поверхности после полета для определения количества микрометеоритов, встречающихся над атмосферой.

Второй областью является геофизика атмосферы [25], то есть исследование ее давления, температуры, плотности, состава, ионизации и движения. Ракеты, пожалуй, больше использовались для измерения давления, плотности и температуры атмосферы, чем для каких-либо других исследований; в результате познания людей о верхних слоях атмосферы значительно расширились.

Вследствие высоких скоростей, развиваемых ракетами, и связанного с этим аэродинамического нагрева проектирование приборов оказалось чрезвычайно сложным. Было разработано несколько весьма остроумных устройств. Например, равновесная температура нагреваемой электрическим путем проволоки зависит от количества тепла, отдаваемого проволокой, которое в свою очередь зависит от плотности атмосферы. Этот эффект был использован для определения плотности путем применения надлежащим образом калиброванных проволок. Наиболее трудно измерять температуру на весьма больших высотах, главным образом вследствие преобладания теплопередачи путем излучения. Однако угол наклона ударной волны, образующейся у головной части ракеты, к направлению скорости зависит от температуры, и, зная этот угол и скорость ракеты, можно определить температуру окружающей среды. Одним из наиболее поразительных экспериментов является фотографирование Земли с ракеты (фиг. 95). Надо сказать, что это не просто трюк: подобные снимки независимо от того, сделаны они на кинопленке или на обычной фотопластинке, очень ценны для определения положения ракеты. Ими также пользовались при анализе больших образований облаков, а кроме того, они могут оказать весьма существенную помощь в предсказании погоды.

Третья категория работ предполагает использование атмосферы в качестве гигантской лаборатории. Здесь могут быть исследованы различные явления: либо такие, которые не могут быть воспроизведены в обычных лабораторных условиях, как например преобразование первичных космических лучей при встрече с атомными ядрами, либо обычные явления, но в широких масштабах. К ним относятся распад и ионизация молекул вследствие столкновений с приходящими частицами и электрические токи в верхних слоях атмосферы, возникающие вследствие перемещений огромных воздушных масс. Эти токи существуют в нижних слоях ионосферы и были обнаружены в результате измерений магнитного поля Земли на больших высотах. Распространение радиоволн является еще одной областью, в которой метеорологическая ракета играет очень важную роль.

О четвертой категории работ, относящейся к аэродинамическим исследованиям, уже упоминалось. Можно



Фиг. 95. Фотография земной поверхности с высоты 57 миль, сделанная во время запуска ракеты „Аэроби".

провести более основательную исследовательскую работу на очень больших высотах по проблемам «скользящего потока», то есть потока, в котором средняя длина

свободного пробега молекул воздуха (то есть среднее расстояние, которое пробегает молекула от одного столкновения до другого) имеет величину такого же порядка, как и размер исследуемого предмета. Одним из наиболее интересных экспериментов была попытка образования искусственных метеоров путем взрыва кумулятивных зарядов на ракете А-4 в момент достижения ею максимальной скорости; при этом получались весьма малые частицы металла, летящие с крайне высокими скоростями. Посредством наблюдения за ними полагали получить некоторое представление о том, каким образом метеоры раскаляются; до сих пор, однако, подобные эксперименты не дали положительных результатов.

Последняя категория исследовательских работ охватывает биологические исследования и касается главным образом двух вопросов: влияния космических лучей (как первичных, так и вторичных) и действия невесомости или условий «свободного падения» на животных. Исследования в первом направлении проводились главным образом над семенами растений и плодовыми мухами для определения возможности возникновения какого-либо постоянного генетического изменения. Эта работа носит, конечно, длительный характер, поэтому пока еще никаких положительных результатов опубликовано не было. Свободным падением называется такое падение тела, которое происходит в отсутствие противодействующих сил. Это состояние будет наиболее естественным для искусственных спутников Земли или межпланетных кораблей будущего и может оказаться явлением, имеющим первостепенное физиологическое значение. С целью его изучения на ракетах поднимались мыши и обезьяны; особые приборы наблюдали за их поведением, а результаты этих наблюдений регистрировались.

Упомянутая выше исследовательская работа составляет лишь небольшую часть исследований, которые в настоящее время проводят с помощью высотных ракет, однако этого вполне достаточно, чтобы показать широкую сферу применения этого нового средства исследования.

Глава XII

ПРИМЕНЕНИЕ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ САМОЛЕТОВ

Достоинства и недостатки ракетных двигателей для снарядов, рассмотренные в гл. VII, остаются такими же и в случае применения этих двигателей для самолетов [1]. В порядке повторения следует указать, что достоинствами являются большая тяга на единицу сухого веса (примерно в 20 раз больше величины тяги турбореактивного двигателя на уровне моря), большая тяга на единицу лобовой площади и способность развивать полную тягу на любой высоте. К ним можно еще добавить легкость, с которой ракетный двигатель может быть разобран на отдельные элементы, что делает его весьма удобным с точки зрения монтажа. Кроме того, полная тяга может быть получена в течение необычайно короткого отрезка времени, обычно менее чем за 2 сек. после начала работы двигателя.

Основной недостаток заключается в большом расходе топлива, примерно в 15 раз превышающем расход топлива в турбореактивном двигателе в статических условиях на уровне моря, и уже по одной этой причине ракетный двигатель имеет мало перспектив как самолетная двигательная установка. Жидкостные ракетные двигатели обычно работают на двух жидкостях, обращение с которыми нередко является трудной проблемой; твердые же топлива в большинстве своем относятся к категории взрывчатых веществ.

Принимая во внимание перечисленные выше факторы, нельзя не признать, что время работы ракетного двигателя ограничено и он, вероятно, больше всего будет применяться там, где требуются очень высокие скорости или большие высоты полета, или там, где необходима большая тяга. Чаще всего ракетный двигатель применяют

в качестве стартового ускорителя — он позволяет сократить разбег при взлете. Благодаря таким ускорителям бомбардировщики могут совершать взлет со стартовых бетонированных дорожек обычной длины с полезной нагрузкой, превышающей нормальную. Стартовый ускоритель удобен и для истребителей авианосной авиации, которые очень нуждаются в средствах, облегчающих взлет. Для гражданских самолетов, поднимающихся с расположенных на большой высоте над уровнем моря аэродромов, ускорители также очень полезны, и на некоторых аэродромах в Африке и в Южной Америке их уже широко используют. Дополнительная тяга может создаваться и в полете, что позволяет улучшить летные характеристики самолета. Истребителям это может оказать помощь при схватках со скоростными реактивными бомбардировщиками; ускорители можно также использовать на бомбардировщиках, для того чтобы дать им возможность уйти от истребителей.

Применение ракетного двигателя в качестве основной двигательной установки весьма ограничено: им пользовались только на самолетах-перехватчиках и экспериментальных самолетах. Для перехватчиков можно получить феноменальную скороподъемность (30 тыс. *фут* и более в минуту), однако продолжительность работы таких двигателей исчисляется минутами. Были и другие проекты использования ракетного двигателя: предлагали, например, создать дальний ракетный бомбардировщик, а также вертолет с ракетными двигателями, располагаемыми на концах лопастей несущего винта.

Облегчение взлета и увеличение скорости самолетов с помощью ускорителей

Предлагалось много методов облегчения взлета самолетов [2], включая катапульту, приводимую в действие сжатым или вырабатываемым газом, и заправку топливом в полете, когда самолету дают возможность совершить взлет лишь с небольшим запасом горючего, а затем дозаправляют его в воздухе. Для облегчения взлета служил и составной самолет Шорт-Мэйо; при этом гораздо более сложном методе тяжело нагруженный са-

молет большого радиуса действия поднимался в воздух специально спроектированным самолетом-маткой, а затем освобождался. Выбор метода облегчения взлета зависит от целого ряда факторов, в том числе от условий взлетной площадки, от общего числа и частоты взлетов, от числа самолетов, требующих облегчения взлета, от необходимого суммарного импульса и т. д. Например, катапульта может оказывать помощь при взлете лишь на небольшом расстоянии, что вызывает потребность в высоком ускорении и делает ее бесполезной для гражданских самолетов. Кроме того, она является дорогостоящим предметом оборудования, и ее установка оправдала бы себя лишь там, где необходима высокая частота взлетов самолетов сходных типов, как например на авианосце. Для гражданских самолетов можно применять дозаправку топливом в полете, ибо при этом не сообщается никаких добавочных ускорений, однако этот метод еще исследуется на целом ряде воздушных линий.

Ракетные двигатели [3, 4], однако, обладают многими преимуществами, в том числе следующими:

1. Их можно устанавливать всюду, где это потребуется, причем эту установку можно осуществить за несколько минут.

2. Их можно устанавливать снаружи и сбрасывать после использования, так что они не служат помехой для самолета в полете.

3. В течение некоторого периода времени (30 сек. или более) может быть получена постоянная тяга, обеспечивающая постоянное ускорение, необходимое для гражданских самолетов.

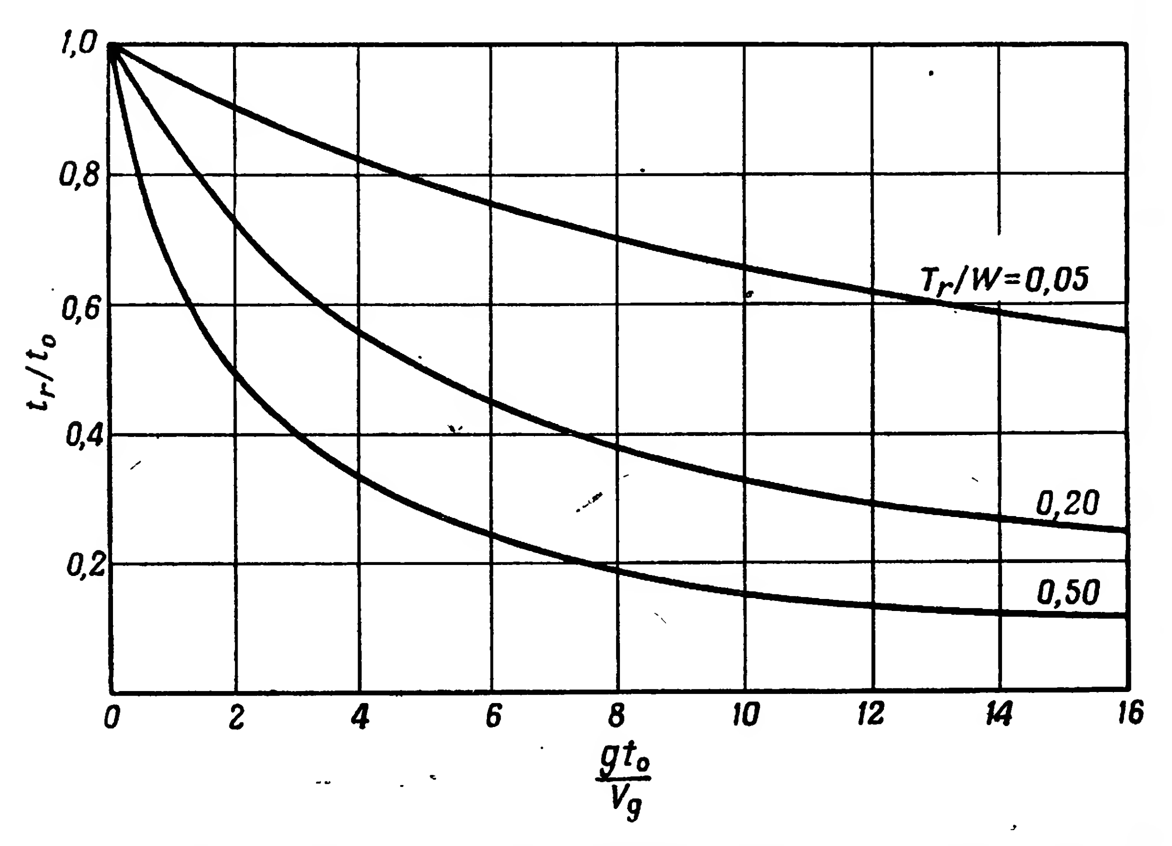
4. Всякий самолет, требующий облегчения взлета, может быть снабжен ракетными ускорителями; это значительно ускоряет взлет по сравнению, например, с таким средством, как катапульта.

5. Не требуется никакого дорогостоящего наземного оборудования, как при применении катапульты.

6. Введение ракетных ускорителей в действие может быть обеспечено в момент, когда оно наиболее необходимо, то есть в конце разбега или даже в начале набора высоты, что позволяет быстро достигать устойчивой скорости полета.

15 Зак. 3073. Дж. Хэмфрис

Кривые на фиг. 96 показывают, насколько резко может быть сокращено время в результате использования дополнительной тяги на протяжении всего разбега при взлете (T_r — тяга ускорителя; W — вес самолета; t_r — время взлета с ускорителем; t_0 — время взлета без ускорителя; g — ускорение силы тяжести; Vg — скорость взлета).



Фиг. 96. Влияние тяги стартового ускорителя на время взлета.

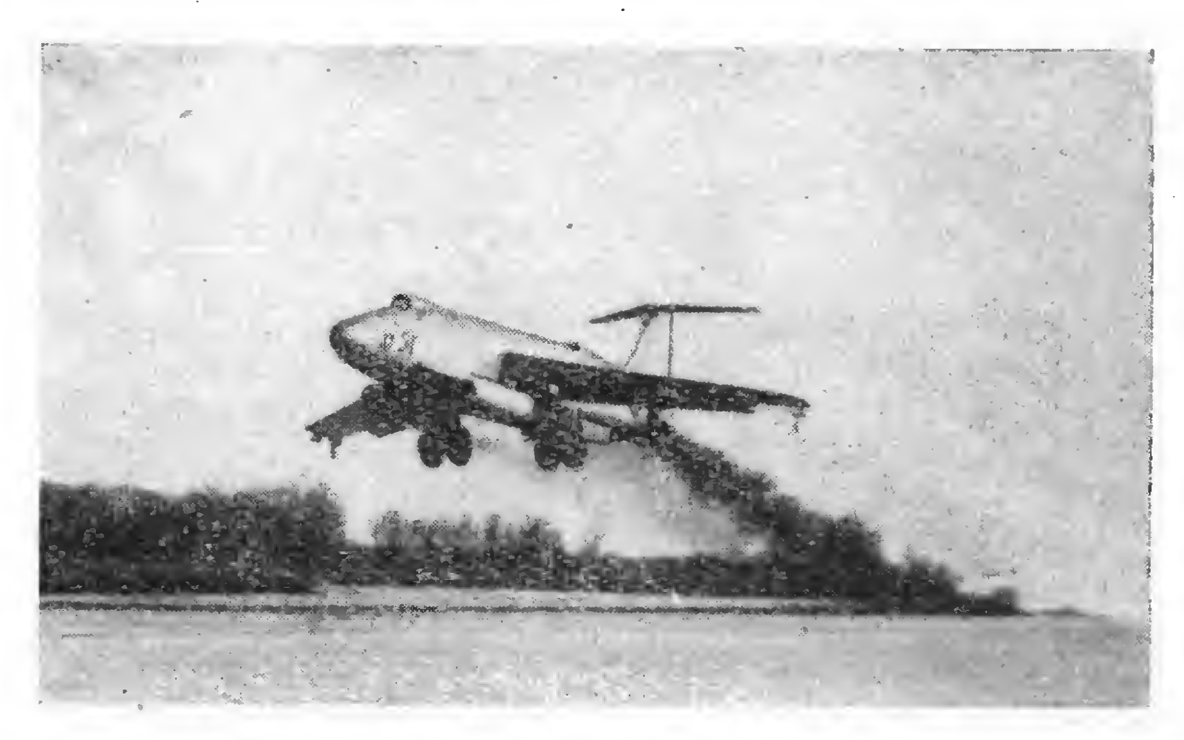
На практике дополнительной тягой часто не пользуются до тех пор, пока не будет достигнута критическая скорость, что имеет ту выгоду, что опасный период между критической скоростью и практической минимальной скоростью сокращается, уменьшая таким образом опасность возможного прекращения работы двигателя. В качестве ускорителей применялись как пороховые, так и жидкостные ракетные двигатели. Пороховые двигатели применяли наиболее широко вследствие их простоты и удобства в эксплуатации. Их недостатком является сравнительно непродолжительное время работы, хотя за последние несколько лет это положение удалось в

значительной мере исправить, и в настоящее время существуют серийно выпускаемые пороховые двигатели со временем работы 15 сек. Первым подобным двигателем, разрешенным к эксплуатации Управлением гражданской авиации США, явился пороховой стартовый ускоритель Аэроджет модели 14A-1000 D-5, создававший тягу 1000 *фунт* в течение 14 сек. Для получения большей тяги, необходимой для взлета крупного самолета, применяют быстрогорящие пороха, что вызывает необходимость использования двигателей в последовательном порядке для поддержания тяги на протяжении нужного отрезка времени. На фиг. 97 показан самолет Мартин XB-51 во время взлета с помощью используемых таким образом пороховых ускорителей.

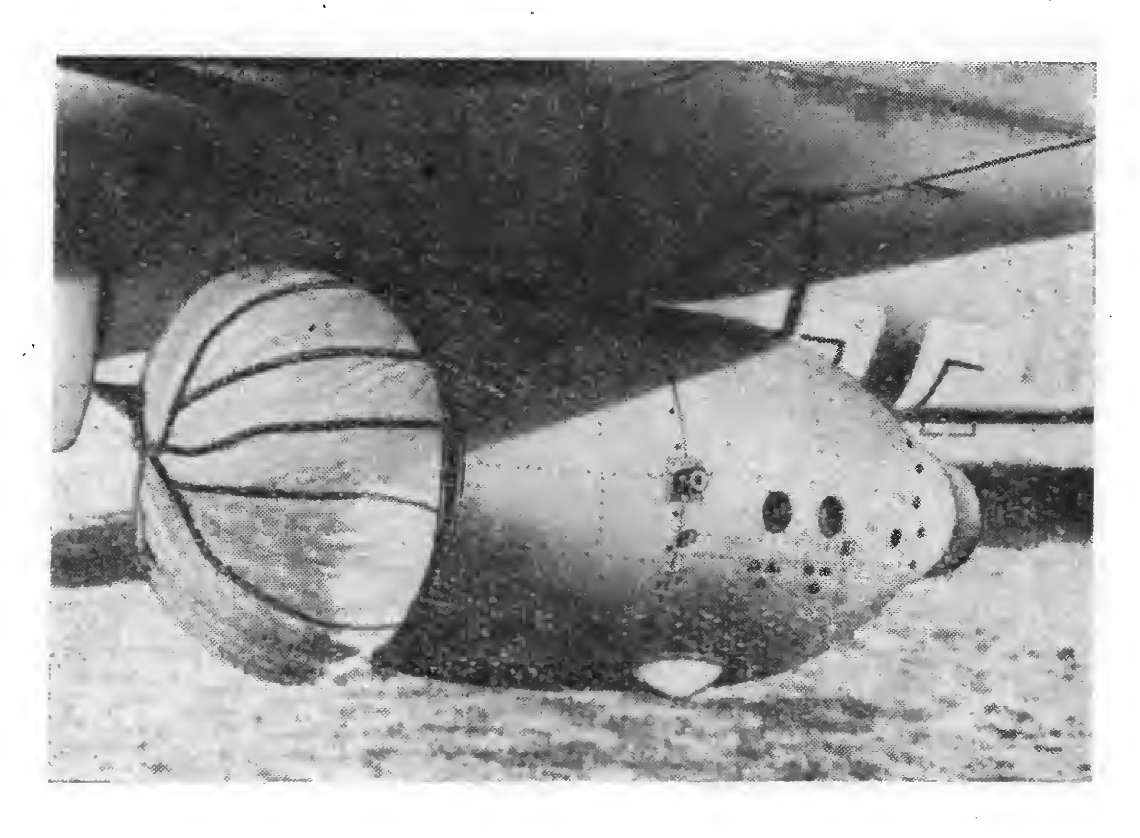
Требования, которые предъявляются к стартовым ускорителям, в общих чертах сводятся к следующему.

Во-первых, они должны обеспечивать высокие значения тяги в течение довольно коротких отрезков времени для быстрого взлета истребителей-перехватчиков. В этом случае для принудительного взлета обычно пользуются пороховыми ракетами. В исключительных случаях могут потребоваться весьма высокие значения тяги, для того чтобы обеспечить возможность вертикального взлета, — примером может служить немецкий перехватчик «Наттер», на котором использовались четыре пороховых двигателя с общей тягой 10 тыс. *фунт* в течение 10 сек.; взлет производился с пусковой эстакады.

Во-вторых, для гражданских самолетов и бомбардировщиков высокие ускорения недопустимы, что заставляет требовать продолжительности работы двигателя, то есть приводит к необходимости иметь ускоритель жидкостного типа. В самом начале второй мировой войны Вальтером были разработаны стартовые ускорители для бомбардировщиков. Первый из них имел условное наименование 109-500 и работал на перекиси водорода, создавая тягу 1100 *фунт* в течение 30 сек. Его применяли на бомбардировщиках Хейнкель-111 и других. Более поздние варианты работали на керосине и перекиси, причем модель 109-502 (фиг. 98), которая широко применялась в германской военной авиации, создавала тягу 3300 *фунт* в течение 30 сек. Одной из

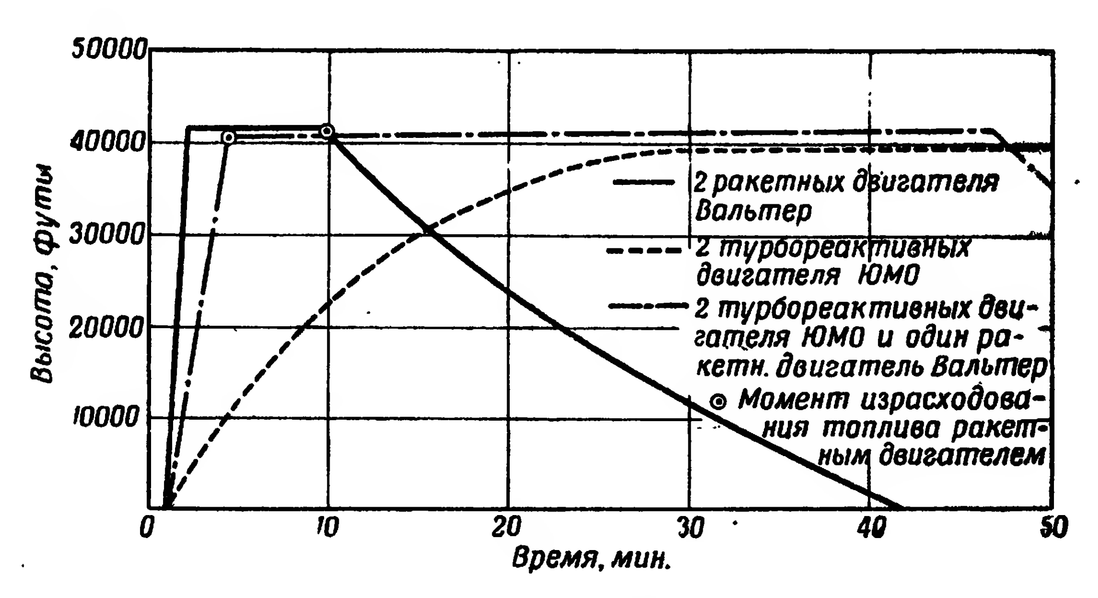


Фиг. 97. Взлет самолета Мартин XB-51 со стартовым пороховым ускорителем.



Фиг. 98. Стартовый жидкостный ускоритель Вальтер 109-502.

особенностей этого двигателя было то, что он подвешивался под крылом самолета и после использования сбрасывался, причем опускался на парашюте, находившемся в передней части двигателя. На первых моделях парашют не применялся: рассчитывали на яйцеобразную форму двигателя, которая должна была обеспечить ему возможность перекатывания и таким образом предотвратить сильные повреждения, однако эти расчеты на практике не оправдались.



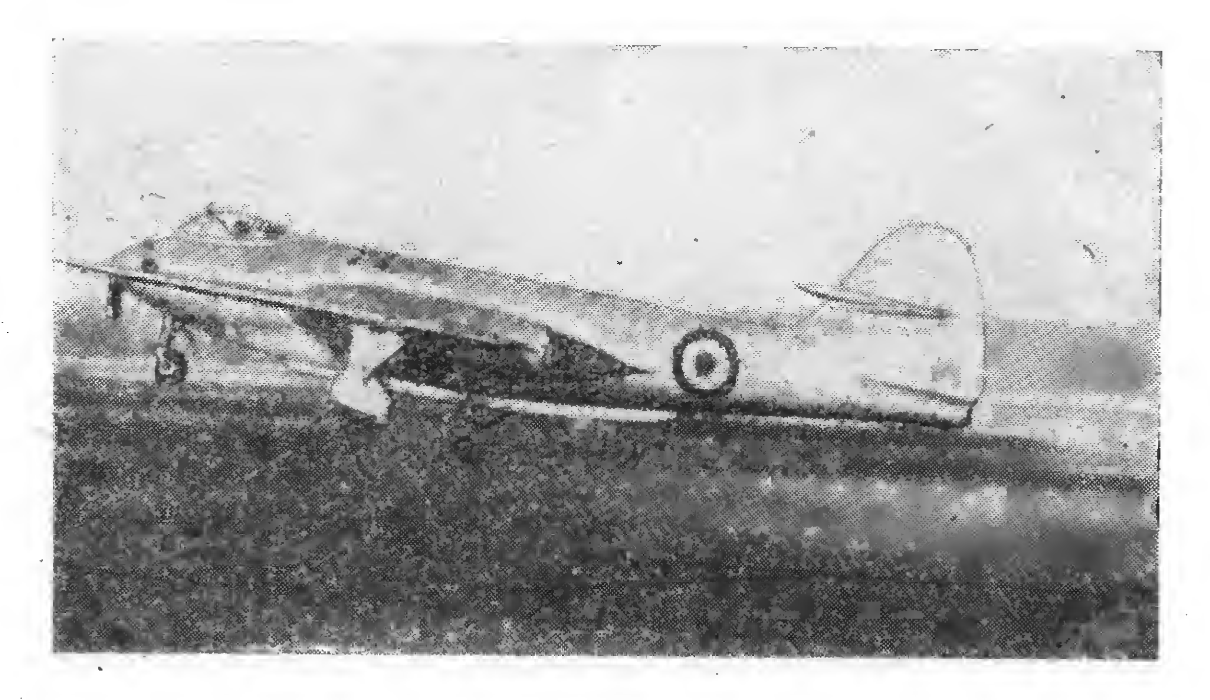
Фиг. 99. Скороподъемность истребителя Мессершмитт-262 с различными двигателями.

В США во время и после войны было создано много таких двигателей, в большинстве своем работавших на азотной кислоте и анилине, но ни один из них не нашел широкого применения. В Англии единственными жидкостными авиационными ракетными двигателями являются двигатели Де Хэвилленд «Спрайт», разработанные первоначально для применения на реактивном пассажирском самолете «Комета» и описанные подробно в гл. V, а также двигатель «Супер-Спрайт».

На некоторых из современных скоростных бомбардировщиков с весьма значительной нагрузкой на крыло просто необходимо применять стартовые ускорители, и в США, где строят самолеты со все большей нагрузкой на крыло, входит в практику использование ракетного ускорителя при каждом взлете. Бомбардировщик Боинг

ХВ-47 с нагрузкой на крыло 100 *фунт/кв. фут* использует 18 пороховых ракет с тягой 1000 *фунт* и продолжительностью действия 14 сек.; их можно использовать все одновременно или в три последовательных приема по шести штук.

Беспилотные самолеты также нуждаются в стартовых ускорителях, ибо их почти всегда запускают с направляющих. К числу менее распространенных видов



Фиг. 100. Самолет Хаукер Р1072 с ускорителем Армстронг-Сиддли „Снарлер".

применения относятся использование двигателей с пониженной тягой (около 250 *фунт*) для обеспечения легкому самолету возможности взлета с небольших посадочных площадок [5, 6] и двигателей с малой тягой (около 50 *фунт*) для самостоятельного взлета планеров и быстрого набора числа оборотов несущим винтом вертолета при экстренном взлете.

Ускорителями [7], запускаемыми в полете, больше всего пользуются на истребителях для повышения скороподъемности с целью перехвата или для получения очень высокой скорости. Двигатели этого типа обычно жидкостные, причем топливные насосы часто приводятся в действие основными турбореактивными двигателями.

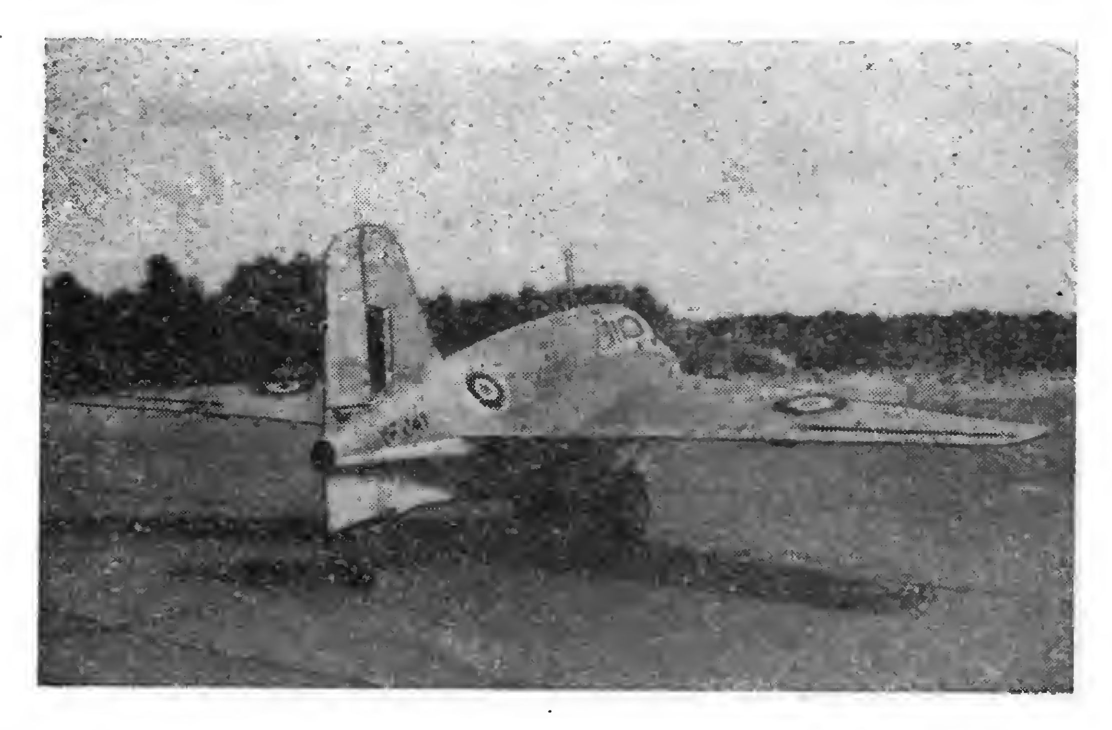
На фиг. 99 показана быстрота набора высоты истребителем Мессершмитт-262 с двумя турбореактивными двигателями ЮМО 004 и с дополнительным ракетным двигателем Вальтер 109-509, используемым в качестве ускорителя. Можно видеть, что в результате применения ракетного двигателя время от момента взлета до достижения высоты 40 тыс. *фут* можно было бы сократить с 30 мин. почти до 5 мин.

Самым последним двигателем такого типа, о котором появились сообщения в открытой печати, является описанный в гл. V двигатель Армстронг-Сиддли «Снарлер», который был испытан в полете на истребителе Хаукер P1072. Представление о его весьма удобном размещении в хвосте дает фиг. 100.

Самолеты-перехватчики [8—13]

Хотя управляемые снаряды, по-видимому, теоретически являются наилучшим видом зенитного оружия, с их разработкой связано такое множество трудностей, что необходимость в самолетах-перехватчиках еще не отпала. Даже немцы, которые очень много работали над управляемыми снарядами во время второй мировой войны, понимали это и вели разработку нескольких перехватчиков. Фиг. 99 весьма убедительно показывает главное преимущество такого самолета. Можно видеть, что истребитель Мессершмитт-262, если снабдить его двумя двигателями Вальтер 109-509 вместо двух турбореактивных двигателей, смог бы достигать высоты 40 тыс. *фут* за 2,4 мин., то есть тратить на это всего 7% того времени, которое затрачивает самолет с турбореактивными двигателями. После достижения этой высоты истребитель мог бы либо продолжать набор высоты до 64 тыс. *фут*, до полного израсходования топлива, либо продолжать горизонтальный полет со скоростью 500 *миль/час* в течение 7,6 мин. Подобный самолет идеально подходит для перехвата, и то обстоятельство, что его продолжительность полета невелика, не играет особой роли, так как от него никакого патрулирования не требуется — он взлетает лишь тогда, когда вражеский самолет обнаружен.

Единственным применявшимся самолетом этого типа был истребитель Мессершмитт-163В (фиг. 101). Самолет был небольшим (с размахом крыла 32 *фут* и длиной 23 *фут*) и принадлежал к типу «летающее крыло». Он имел стреловидные крылья с довольно высокой относительной толщиной профиля; для того чтобы в них можно было разместить топливные баки — почти 50% общего веса приходилось на топливо. На истребителе



Фиг. 101. Истребитель-перехватчик Мессершмитт-163В.

устанавливался ракетный двигатель Вальтер 109-509 А2, который давал тягу, регулируемую в пределах от 450 до 3750 *фунт* (подробности см. в гл. V). Максимальная скорость самолета составляла почти 600 *миль/час,* и высоту 40 тыс. *фут* он мог набирать за 3 мин. Однако общая продолжительность работы двигателя составляла всего 4,5 мин., хотя путем попеременного включения двигателя и планирования он мог находиться в воздухе более 20 мин. Истребитель Юнкерс-263, который собирались снабдить дополнительной камерой сгорания, дающей малую тягу для получения крейсерской скорости, должен был сохранять необходимую для боевых действий высоту в течение 10 мин. В табл. XIII приве-

дены данные о распределении веса истребителя Юнкерс-263 по сравнению с обычным истребителем того времени.

Таблица XIII

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕСА ИСТРЕБИТЕЛЯ

	% к общему весу	
	обычный истребитель	истребитель Юнкерс-263
Конструкция	30	25
Силовая установка	38	9
Топливо	12	49
Оборудование	10	4
Полезная нагрузка	10	13

Большим преимуществом перехватчика с ракетным двигателем является то, что его постройка обходится в 3 раза дешевле, чем постройка современного турбореактивного истребителя. Истребитель Мессершмитт-163В имел смешанную конструкцию из дерева и металла с фанерной обшивкой крыла. Взлет происходил со специальной тележки, а для посадки использовали убирающийся центральный костыль.

В Германии разрабатывались по крайней мере четыре других перехватчика, меньших по размерам и более простых по конструкции, чем Мессершмитт-163В. Некоторые данные о всех этих самолетах приведены в табл. XIV. Пилотируемый перехватчик постепенно сливается с управляемым снарядом, так что иногда даже трудно определить, к какой из этих двух категорий относится летательный аппарат. «Наттер» (фиг. 102) как раз представляет собой такой переходный случай [14, 15]. Его длина равнялась 20,8 *фут*, а размах крыльев составлял 13,2 *фут;* на нем был установлен двигатель Вальтер 109-509Е и четыре стартовых пороховых ускорителя. Он проектировался частично как аппарат одноразового применения, поэтому конструкция его была весьма примитивной: каркас состоял в основном из деревянных элементов, скрепленных клеем и гвоздями.

Таблица XIV

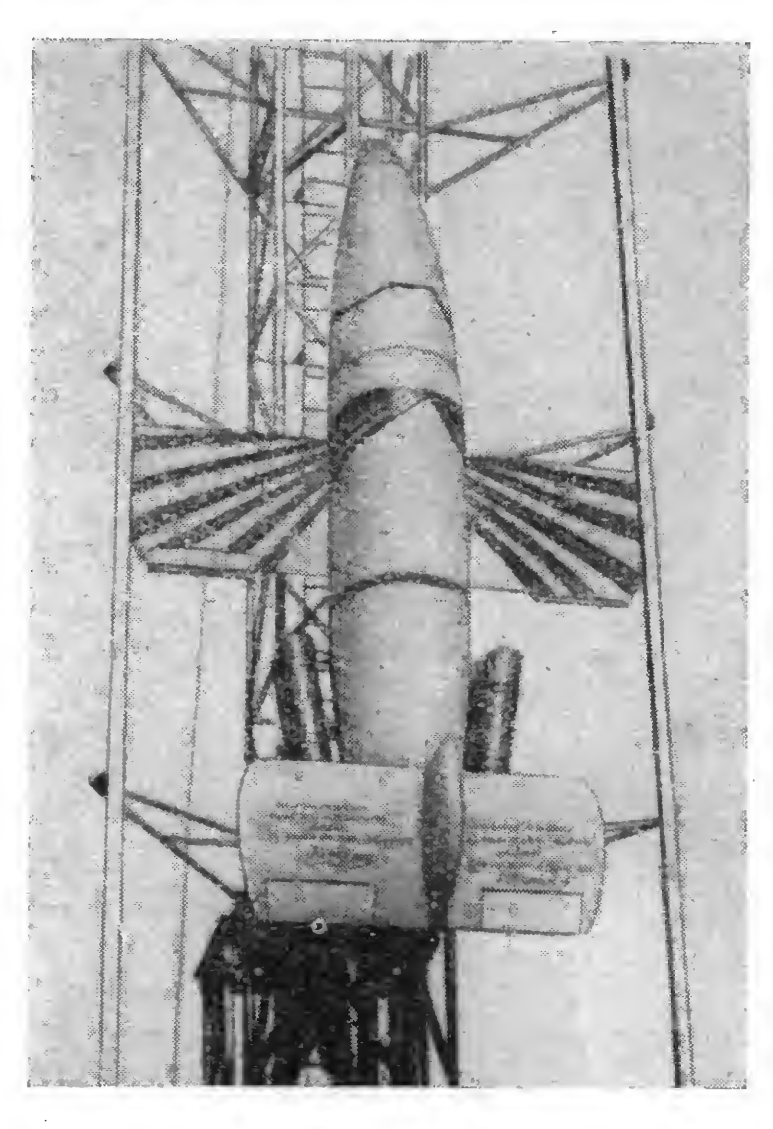
НЕМЕЦКИЕ САМОЛЕТЫ-ПЕРЕХВАТЧИКИ

Тип самолета	Мессершмитт-163В	Юнкерс-263	ВР20В „Наттер“	„Юлия“	EF 127 „Валли“
Длина, *фут*	19,5	25,9	20,8	23,2	26,4
Размах крыла, *фут*	30,7	31,3	13,2	15,2	20,8
Тяга на уровне моря, *фунт*	440 — 3 750	880 — 4 430 и 330 — 880	440 — 3 750	440 — 3 750 и 330 — 660	440 — 3 750 и 330 — 660
Вес при взлете, *фунт*	10 450	11 700	4 920	5 100	6 540
Вес при посадке, *фунт*	4 400	4 640	1 940	2 000	2 720
Нагрузка на крыло при взлете, *фунт/кв. фут*	43	52,4	95,5	67.6	68
Нагрузка на крыло при посадке, *фунт/кв. фут*	22,5	24,2	Одноразового применения	27	28,8
Метод взлета	С тележки	Обычное трехколесное шасси	Вертикальный	Вертикальный	С тележки
Метод посадки	На фюзеляж, с торможением костылем	Обычное трехколесное шасси	При помощи парашюта	На фюзеляж, с торможением костылем	На фюзеляж, с торможением костылем.
Горизонтальная скорость, *миль/час*, на высоте, *фут*	555/10 000 — — 39 400	620	620/16 400	—	630/на уровне моря; 560/36 000

Скороподъемность на уровне моря, *фут/мин*	16 000	13 800	37 400	39 400	26 200
Дальность полета (после набора высоты), *миль*, при скорости, *миль/час*, на высоте, *фут*	22/495/39 400	102/435/36 000 (включая набор высоты)	26/495/29 500	38,8/495/ 32 800	61,5/435/ 32 800
Продолжительность полета (после набора высоты), мин. при скорости, *миль/час*, на высоте, *фут*	2,5/495/39 400	15/435/36 000 (включая набор высоты)	3,15/495/29 500	5,43/495/ 32 800	9,17/435/ 32 800
Разбег при взлете, *ярд*	710 для набора высоты в 65 *фут*	586	0	0	372 без ускорителя
Примечания	Применялся	Был построен, но не летал. Разработан на основе Ме-163С	Прошел летные испытания	Не построен	Не построен

При мелкосерийном производстве время, потребное на постройку, составляло:

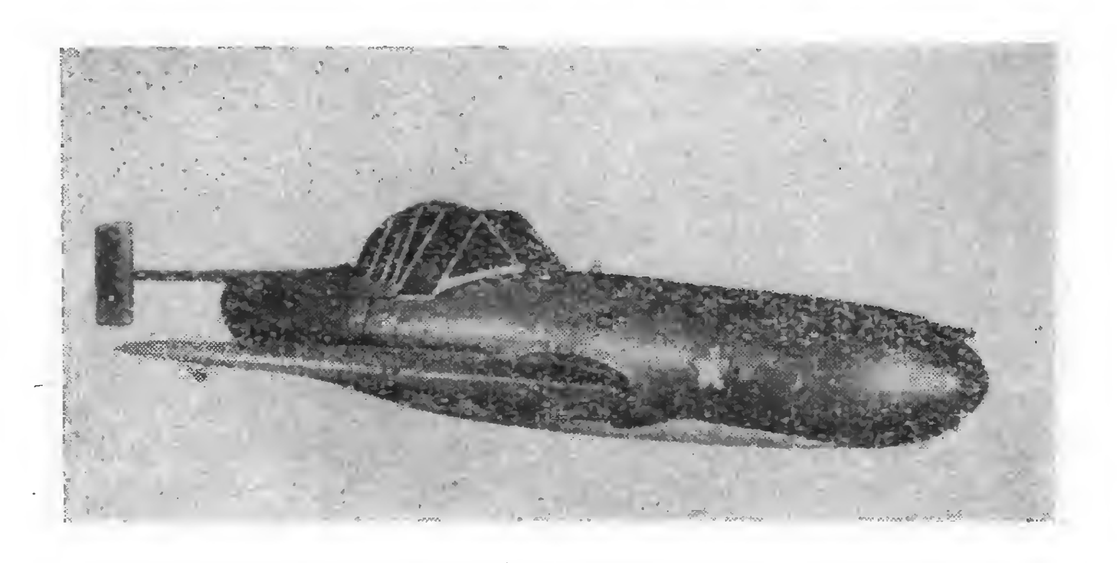
Каркас самолета	250	человеко-часов
Основная силовая установка	400	„
Стартовые ускорители, вооружение и др. . . .	350	„
Всего на самолет . . .	1000	„



Фиг. 102. Истребитель-перехватчик Бахэм ВР-20 „Наттер".

Основной ракетный двигатель должен был подбираться после приземления, так что фактически общая затрата времени на постройку каждого самолета составляла бы 600 человеко-часов.

Самолет запускали с вертикально установленной пусковой установки при помощи ускорителей и основного двигателя, причем после набора высоты примерно до 500 *фут* он поворачивал на заранее установленный курс для перехвата цели. Весь полет до того момента, когда пилот начинал видеть цель, происходил под управлением автопилота; затем пилот брал управление на себя и атаковал противника, используя 24 ракетных снаряда, помещавшихся в носовой части. После пикирования и



Фиг. 103. Японский пикирующий бомбардировщик „Бака" с пилотом-смертником.

замедления до скорости около 150 *миль/час* носовая часть сбрасывалась, а пилот и хвостовая часть фюзеляжа, где помещался ракетный двигатель, опускались на землю с помощью парашютов. Самолет «Наттер» к концу войны находился лишь в стадии разработки, причем успели провести всего несколько запусков. Испытания без экипажа прошли успешно, но полет с пилотом окончился неудачей: фонарь кабины разрушился, пилот от удара потерял сознание и управление самолетом было потеряно.

Хотя большинство самолетов с ракетными двигателями проектировалось с расчетом на использование жидкостных установок, один из них, японский самолет «Бака» [16], имел двигатель на твердом топливе. Он показан на фиг. 103, а его данные приведены в табл. XV.

Таблица XV

ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА „БАКА" С ПИЛОТОМ-СМЕРТНИКОМ

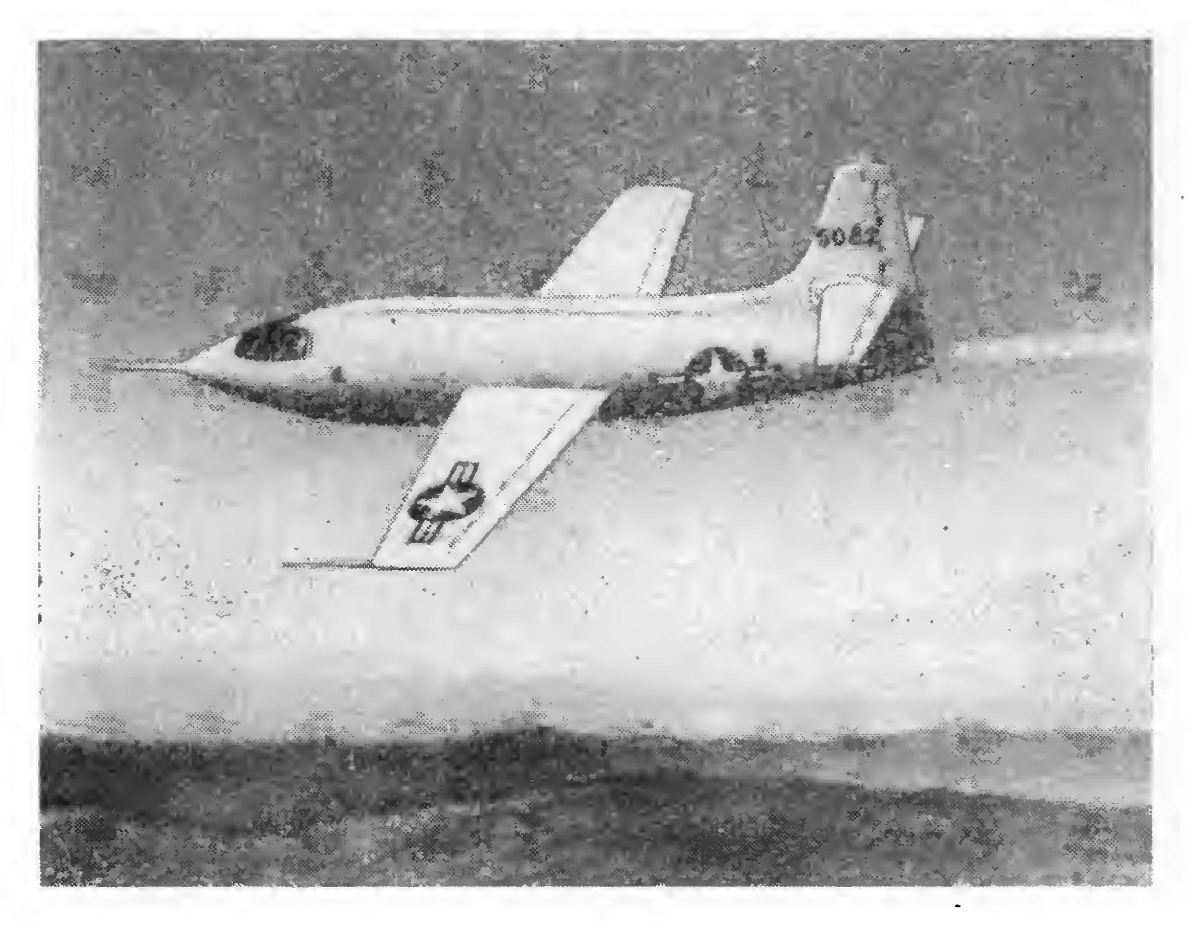
Длина	19,8 *фут*
Размах крыла	16,4 *фут*
Тяга	4300 *фунт*
Общий вес	4536 *фунт*
Нагрузка на крыло	70 *фунт/кв.фут*
Максимальная горизонтальная скорость	535 *миль/час*
Максимальная дальность	60 *миль*

Он представлял собой фактически управляемый снаряд с пилотом, заменявшим аппаратуру наведения и управления, так как предназначался для уничтожения цели тараном. Крылья и хвостовое оперение были из дерева, а фюзеляж — из алюминиевого сплава. Общий вес боевого заряда составлял 2645 *фунт*, а в качестве двигательной установки применялись три пороховых ракетных двигателя. «Бака» отделялся от самолета на высоте 27 тыс. *фут*, после чего планировал примерно 52 мили со скоростью около 230 *миль/час*. Затем запускались пороховые ракетные двигатели для повышения скорости до 535 *миль/час* при горизонтальном полете; атака проводилась путем пикирования со скоростью 620 *миль/час*. Дальность полета этого самолета составляла 60 миль.

Экспериментальные самолеты

Со времени окончания войны сообщений о постройке самолетов-истребителей с ракетными двигателями не появлялось, но в открытой печати были опубликованы подробные сведения о нескольких самолетах, спроектированных исключительно для исследовательских целей. Первым из них был самолет Белл Х-1 [17], показанный на фиг. 104. Проект этого самолета был впервые предложен в декабре 1944 года, причем предусматривалась максимальная скорость свыше 800 *миль/час* в течение 2—5 мин. на высоте 35 тыс. *фут* или выше при нагрузке

(приборы) в 500 *фунт*. Данные о самолете и его летных характеристиках приведены в табл. XVI. Пилот помещается в герметической кабине, располагающейся в передней части самолета, позади него размещены баки для топлива (жидкого кислорода и этилового спирта), а затем идет ракетный двигатель Риэкшн Моторс (см. гл. V).



Фиг. 104. Экспериментальный самолет Белл X-1.

Хотя общая конструкция фюзеляжа-полумонокока, прямых крыльев и хвостового оперения обычна, самолет обладает некоторыми особенностями. Некоторые из них объясняются весьма высоким коэффициентом перегрузки, равным 18; такой коэффициент был необходим потому, что самолет предназначался для исследования до сих пор неизведанных областей сверхзвукового полета. Крылья, например, были очень тонкими; для обеспечения достаточной прочности они изготовлялись в виде двух половин, каждая из которых имела у фюзе-

Таблица XVI

АМЕРИКАНСКИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ САМОЛЕТЫ

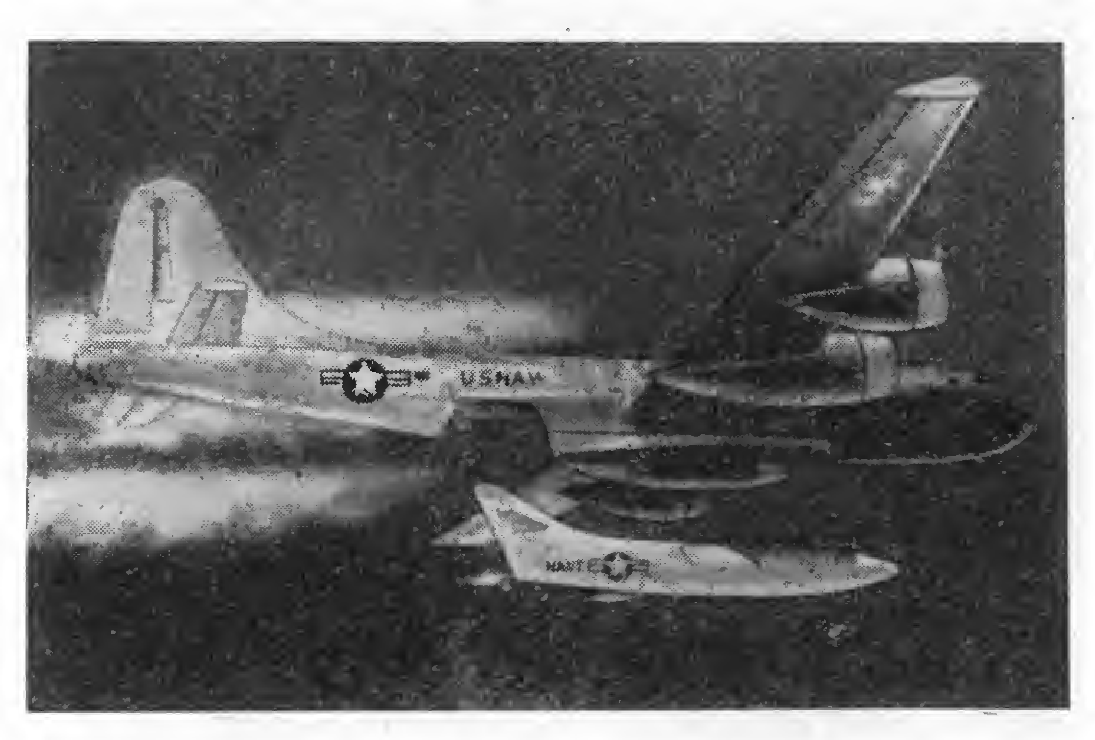
Фирма	Тип самолета	Двигательная установка	Тяга, *фунт*	Размах крыла, *фут*	Длина, *фут*	Общий вес, *фунт*	Расчетная скорость, *миль/час*	Расчетный потолок, *фут*
„Белл эйркрафт корпорейшн“	X-1	Один ракетный двигатель R. M. I. с баллонной системой подачи (азот)	6 000	28,0	31,0	13 069	1 000	60 000
	X-1A	Один ракетный двигатель R. M. I. с турбонасосной системой подачи	6 000	28,0	31,0	13 400	1 700	80 000
	X-2	Один ракетный двигатель Кертисс-Райт	12 000	—	—	—	2 250	100 000
	X-3	Трубореактивный и ракетный двигатели (по сообщениям печати)	—	—	—	—	2 580	200 000
„Дуглас Эйркрафт компани“	D-558-2 MK1	Один турбореактивный и один ракетный двигатель R. M I.	3 000 6 000	25,0	45,3	16 000	1 820	75 000
	D-558-2 MK2	Один ракетный двигатель R. M. I.	6 000	25,0	13,6	—	—	—

ляжа толщину 0,5 *дюйм* и сужалась к концу крыла, где толщина была обычной. Конструкция горизонтального оперения сходна с конструкцией крыла и является подвижной, с тем чтобы обеспечить возможность быстрых изменений угла атаки. Так как даже небольшие выступы могут быть причиной весьма значительного возрастания лобового сопротивления на сверхзвуковых скоростях, кабина пилота выполнена так, что она не выступает из носовой части фюзеляжа, и это значительно ухудшает видимость при посадке. Пилот попадает в кабину через прямоугольную дверь на правой стороне фюзеляжа; давление в кабине искусственно повышается примерно на 3 *фунт/кв. дюйм* выше атмосферного; незадолго до запуска кабину герметически закрывают. Поскольку продолжительность полета невелика, никаких средств для пополнения запаса воздуха не предусмотрено; газы, выдыхаемые пилотом, удаляются из кислородной маски. Вместо ручки управления чаще применяется штурвал, с тем чтобы пилот мог в случае необходимости пользоваться с максимальным эффектом обеими руками. Селекторный переключатель тяги, переключатели приборов и аварийный выключатель мощности расположены на штурвале, чтобы пилоту не нужно было снимать оттуда своих рук во время полета.

Хотя первоначально самолет был рассчитан для обычного взлета с земли (который он, кстати, с успехом выполнял), этот вид взлета был невыгоден, так как вызывал бесполезную трату топлива для подъема самолета на необходимую высоту и был опасным для пилота. Поэтому для запуска экспериментального самолета с воздуха был приспособлен бомбардировщик B-29. Дверцы бомболюка удалили, и самолет X-1 подвешивался под бомбардировщиком, как показано на фиг. 105. Вначале был совершен целый ряд полетов без применения ракетного двигателя, для того чтобы проверить практическую осуществимость этого метода запуска; первый полет с использованием двигателя был произведен 9 декабря 1946 года с высоты 27 тыс. *фут*. С того времени экспериментальный самолет совершил сотни полетов, многие из них на сверхзвуковых скоростях. 12 декабря 1953 года майор Игер совершил полет на последнем варианте



Фиг. 105. Самолет Белл Х-1А, подвешенный к бомбардировщику В-29.



Фиг. 106. Экспериментальный самолет Дуглас „Скайрокет“ отделяется от самолета-матки.

экспериментального самолета, модели X-1A, достигнув скорости 1600 *миль/час.*

Большое преимущество подобного самолета для исследований проблем околозвукового и сверхзвукового полета заключается в том, что впервые эти скорости могут быть достигнуты при горизонтальном полете или даже при наборе высоты, а не при пикировании. Вторым преимуществом является то, что на больших высотах силы, действующие на самолет из-за неправильного колебательного движения плоскостей хвостового оперения при больших углах атаки, оказываются менее значительными.

Последним экспериментальным самолетом, который также использовался для исследования полета на сверхзвуковых скоростях, является самолет Дуглас D-558-2, известный под названием «Скайрокет» [18]. Существовало два варианта этого самолета: один с турбореактивным и ракетным двигателями, а второй — с одним лишь ракетным двигателем. На фиг. 106 последний вариант представлен во время запуска с бомбардировщика B-29. Он предназначается главным образом для исследования границ применения обычных дозвуковых профилей и влияния стреловидности. Для получения экспериментальных данных на крыле и хвостовом оперении самолета имеется 400 точек измерения давления и 904 тензометрических датчика для измерения сил в системе управления и напряжений в конструкции; все показания этих приборов автоматически записываются. 3 июля 1951 года Военно-морским министерством США было объявлено, что самолет «Скайрокет» установил рекорды скорости и высоты для пилотируемых самолетов, хотя действительные цифры не были опубликованы. Согласно неофициальным данным, он достиг скорости около 1500 *миль/час* на высоте порядка 80 тыс. *фут.*

Проект Зенгера — Бредта [19]

Одним из наиболее смелых проектов применения реактивной тяги на самолете был проект Зенгера и

Бредта, которые в 1944 году[1] предложили построить ракетный бомбардировщик дальнего действия. Данные этого самолета приведены в табл. XVII, траектория его полета показана на фиг. 107.

Таблица XVII

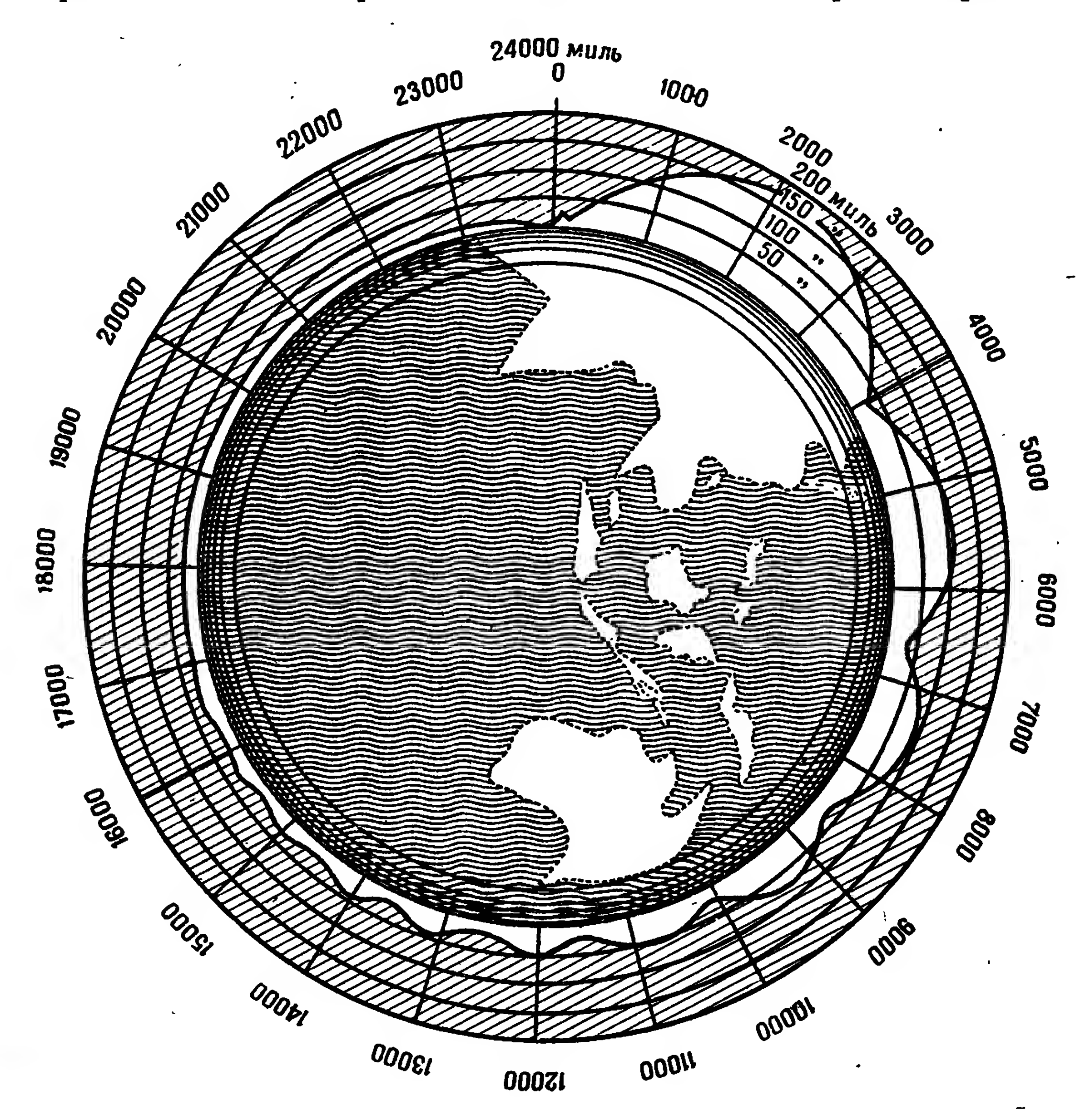
ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ БОМБАРДИРОВЩИКА-АНТИПОДА ЗЕНГЕРА — БРЕДТА

Длина	92 *фут*
Размах крыла	50 *фут*
Тяга	220 000 *фунт*
Общий вес	220 000 *фунт*
Вес топлива	198 000 *фунт*
Нагрузка на крыло при посадке	16 *фунт/кв. фут*
Нагрузка на крыло при взлете	160 *фунт/кв. фут*
Дальность	12 000 *миль*
Максимальная скорость	13 200 *миль/час*
Максимальная высота полета	90 *миль*
Посадочная скорость	90 *миль/час*
Бомбовая нагрузка	8 400 *фунт*

С целью экономии топлива самолет должен был получать скорость примерно до 1600 *фут/сек* посредством реактивной катапульты, представлявшей собой салазки, двигавшиеся по рельсовому пути длиной около 3,2 *км*. Набор высоты при полной тяге 100 *т* под углом 30° позволил бы самолету достигнуть высоты 90 миль и скорости 20 тыс. *фут/сек* примерно за 8 мин. Затем самолет продолжал бы полет по баллистической кривой до тех пор, пока снова не спустился в плотные слои атмосферы. Нижняя сторона самолета была плоской, так что он при развиваемых высоких скоростях полета отскакивал бы от более плотных слоев воздуха и таким образом продолжал бы свой планирующий полет, похожий на затухающие колебания. Самолет мог бы облететь вокруг земли за 150 мин. Основная исследователь-

[1] Еще в 1933 году Зенгер в книге «Техника ракетного полета» говорил о возможности полета в стратосфере самолета такой конструкции, о которой рассказывается в этом разделе. В сороковые годы он начал исследовательские работы с целью создания мощного ракетного двигателя, затем они были прекращены. — *Прим. ред.*

ская работа над различными сторонами этого проекта, в частности над ракетным двигателем и катапультой, проводилась в Германии еще в начале второй мировой



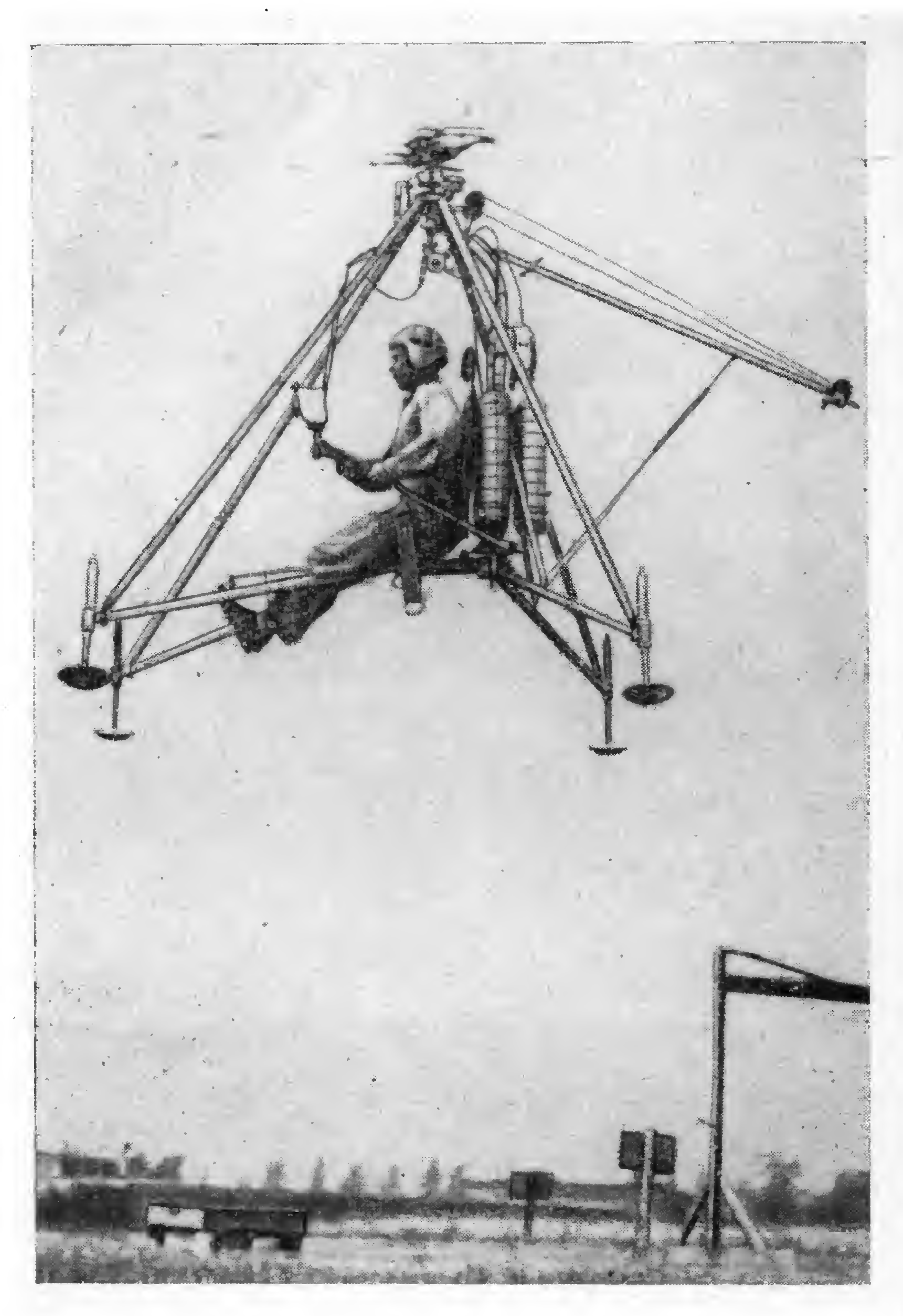
Фиг. 107. Траектория полета бомбардировщика Зенгера — Бредта.

войны, но затем была прекращена вследствие более неотложных нужд. Надо сказать, что для практического осуществления этого проекта нужно было преодолеть значительные трудности в расчете ракетного двигателя и всех элементов конструкции самолета. Так, возникает необходимость в удельной тяге порядка 400 сек., а отношение масс должно быть равно примерно 10. Указанной

удельной тяги, возможно, и удалось бы достигнуть, но получение такого отношения масс вряд ли когда-либо возможно. Сам Зенгер, очевидно, понимает, какие сложные проблемы при этом предстоит разрешить — это ясно видно по недавно подсчитанной им сумме в 3 млрд. фунтов стерлингов, необходимой на разработку подобного проекта.

Одним из последних достижений явилось применение реактивных двигателей на вертолетах как в качестве главной силовой установки, так и в качестве стартовых ускорителей. Для вертикального подъема вертолет нуждается в значительно меньшей мощности, чем для обычного крейсерского полета, и для этой цели было разработано несколько ракетных ускорительных систем. Сущность их заключается в создании реактивной тяги на концах лопастей несущего винта с помощью твердых или жидких топлив. Система Риэкшн Моторс ROR, которая была в широких масштабах испытана на вертолете Сикорский HRS-2, представляет собой однокомпонентную систему, работающую на перекиси водорода, с центральным питанием ракетных двигателей, развивающих тягу в 40 *фунт* каждый. Испытания показали, что взлет может быть осуществлен с нагрузкой, в 2 раза превышающей нормальную, что потолок парящего полета значительно повышается и что дальность планирующего полета при выключенном основном двигателе возрастает в 3 или 4 раза.

Для ведения разведки, особенно с подводных лодок, нужен одноместный вертолет минимальных размеров с очень небольшой продолжительностью полета. На фиг. 108 показан такой реактивный вертолет RH-1 с перекисными двигателями. Вероятно, здесь наиболее широкое применение найдет пороховой двигатель. Перекись водорода гораздо труднее хранить, чем небольшие пороховые заряды, причем последние можно поместить в камеру двигателя за несколько секунд до запуска. На вертолете «Гелиглайдер» ВМС США, который имеет ротор с двумя лопастями, применяются следующие ракетные двигатели: 1) для подъема — три ракетных двигателя на каждой лопасти, дающие каждый тягу 20 *фунт* в течение 20 сек. Каждая пара ракетных двигателей



Фиг. 108. Реактивный вертолет RH-1.

обеспечивает набор высоты в 900 *фут*; 2) для посадки — один ракетный двигатель на каждой лопасти, запускаемый на определенном расстоянии от земли. Все эти ракетные двигатели укреплены вблизи втулки несущего винта и имеют надставные трубы, ведущие к соплам на концах лопастей несущего винта; 3) по одному ракетному двигателю укреплено на каждом из концов лопастей несущего винта для замедления его вращения после посадки. Вес пустого вертолета составляет всего 65 *фунт*.

Глава XIII

ПРИМЕНЕНИЕ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ ДРУГИХ ЦЕЛЕЙ

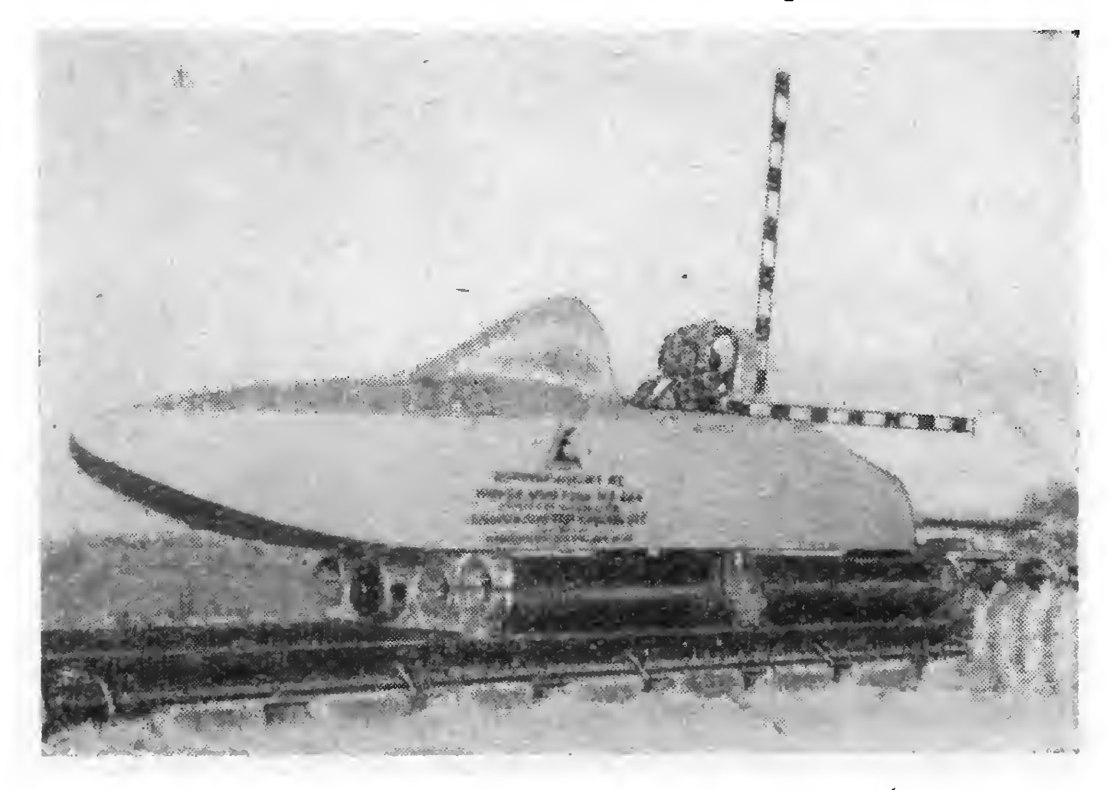
Хотя наибольший интерес с технической точки зрения представляет применение ракетного двигателя для снарядов и самолетов, он может применяться и для других целей. Вероятно, двумя видами применения, которые лучше всего послужили человечеству, являются ракеты для спасательных работ и пиротехнические ракеты для фейерверков. Последние хорошо знакомы каждому и не нуждаются в описании. Первые же спасли многие тысячи человеческих жизней с момента их появления в начале последнего столетия. Ракета для такого рода работ использует в качестве топлива черный порох и может забрасывать веревку толщиной 0,3 *дюйм* на расстоянии 300—350 *ярд*. Легкость, с которой это производится, сделала ракету полезной и для выполнения других задач. Прокладку электрокабеля в лесистой местности можно значительно ускорить путем применения ракеты для заброса веревки: без подобного средства пришлось бы производить большую расчистку леса, прежде чем удалось бы уложить вспомогательную веревку для поднятия кабеля. Заброс троса с якорем явился новым шагом в применении подобных ракет. Большую кордитовую трехдюймовую ракету используют для заброса заостренного стального стержня, тянущего за собой стальной трос диаметром 0,25 *дюйм*. Принцип заключается в том, что ракета может быть запущена с корабля на берег и обеспечить прокладку прочно заякоренного троса для спасательных целей, так что посылать на берег спасательную команду будет не нужно. Оригинальное применение для ракеты, забрасывающей веревку, нашли во Французских Альпах, где ею пользуются для восхождения на некоторые труднодоступные горные вершины.

Свойство ракетного двигателя развивать чрезвычайно высокую тягу в течение короткого периода времени при весьма малом общем весе послужило причиной его применения для всякого рода случайных работ. Вероятно, наиболее своеобразной из них было рытье ям под столбы в мерзлом грунте. Во время военных действий на территории СССР в минувшую войну немцы не могли рыть ямы в мерзлом грунте под столбы без помощи копра. Когда копра не было, на конце заостренного стального стержня монтировали ракетный заряд, развивавший большую тягу и заставлявший стержень углубляться в землю на несколько футов. После извлечения последнего в пробитом отверстии подрывали заряд взрывчатого вещества и таким образом расширяли его до нужных размеров.

Нужду в сильной тяге испытывали также десантно-высадочные средства. Как правило, при высадке морского десанта на отмелях используются суда с обычными двигателями. Это имеет тот недостаток, что судно не может выброситься на отмель и, когда оно оказывается частично разгруженным, снова всплывает. Поэтому старались использовать ракетные двигатели и для того, чтобы плотно посадить десантные суда на грунт.

Как уже указывалось ранее, большое количество исследований в области околозвукового и сверхзвукового полета было осуществлено при помощи особых экспериментальных ракет. За последние годы появилась новая техника для аэродинамических исследований при высоких скоростях [1—3]. Речь идет о передвигающейся по рельсам ракетной тележке с установленной на ней записывающей аппаратурой и испытываемой моделью. Первая из этих исследовательских установок была испытана на авиабазе ВВС США Марок в 1946 году; длина рельсового пути составляла 2 тыс. *фут*, а тележка вместе с ракетными двигателями весила 1500 *фунт*. Тележка была довольно примитивной по конструкции и состояла только из алюминиевой рамы, к которой крепились полозья из магния и нержавеющей стали, так как колеса при очень высоких скоростях использовать нельзя. Испытываемую модель монтировали на стреле впереди тележки, с тем чтобы она находилась в невозмущенном потоке воз-

духа. Измерение скорости специальными приборами производилось через каждые 15 *м* пути, причем подаваемые ими сигналы автоматически записывались. Удалось достигнуть высоких скоростей, превышающих 1000 *миль/час*, однако полезных аэродинамических данных было получено мало, так как тележка не имела тормозов и сходила



Фиг. 109. Ракетная тележка.

с рельс в конце пути. В настоящее время построен рельсовый путь длиной 10 тыс. *фут*, на котором имеются тормозные устройства, позволяющие использовать одну и ту же тележку бесконечное число раз.

На этом рельсовом пути была проведена значительная исследовательская работа при скоростях до 1100 *миль/час* с катапультируемым сидением и манекеном (фиг. 109), для того чтобы определить недостатки подобных сидений и установить предохранительные меры, которые должен принимать пилот при выбрасывании из летящего со сверхзвуковой скоростью самолета. Рельсовый путь длиной 2 тыс. *фут* все еще используется для исследования разрушений конструкции при полете на малых скоростях. На этом пути установили тормозную

систему, и в зависимости от скорости движения тележки и регулировки тормозов можно было получать замедление порядка от 5 до 50 *g*.

Проведенная в самое последнее время на авиабазе ВВС США Холломен исследовательская работа была посвящена испытанию спасательного снаряжения для экипажей сверхзвуковых самолетов. Максимальная скорость, когда-либо достигавшаяся человеком на наземном транспортном средстве, была достигнута подполковником Стэппом на ракетной тележке (632 *миль/час*). Эта максимальная скорость была достигнута за 5 сек. с применением 9 пороховых ракетных двигателей с тягой 4500 *фунт* каждый, а торможение удалось осуществить за 1 сек. (то есть с 35-кратной перегрузкой). Единственными последствиями такой высокой скорости для человека оказались кровавые волдыри, вызванные ударами частиц пыли, и синие мешки под глазами от высокой перегрузки при торможении. В настоящее время намечается достижение сверхзвуковых скоростей с пассажирами.

Самый крупный ракетный двигатель, который когда-либо работал, был спроектирован Вальтером. Этот двигатель, использовавший перекись водорода и жидкий катализатор, создавал тягу 50 *т* и предназначался в качестве силовой установки нового средства для атаки портовых сооружений. Это была по существу надводная торпеда с очень большим боевым зарядом и высокой скоростью. Ее запускали с корабля на расстоянии около 12 миль от порта и наводили на цель с помощью системы дистанционного управления; опытный образец такой торпеды был испытан, но боевого применения это средство так и не получило.

Хотя до сих пор мы говорили почти исключительно о ракетном двигателе, в камере которого сгорают топливо и окислитель и получаемые продукты сгорания используются для получения тяги, те же самые принципы могут быть применены для получения газов для других целей. Эти «газогенераторные» установки, строго говоря, нельзя отнести к категории ракетных двигателей, однако связанные с ними технические проблемы настолько сходны

с проблемами ракетной техники, что заслуживают рассмотрения.

Торпеды

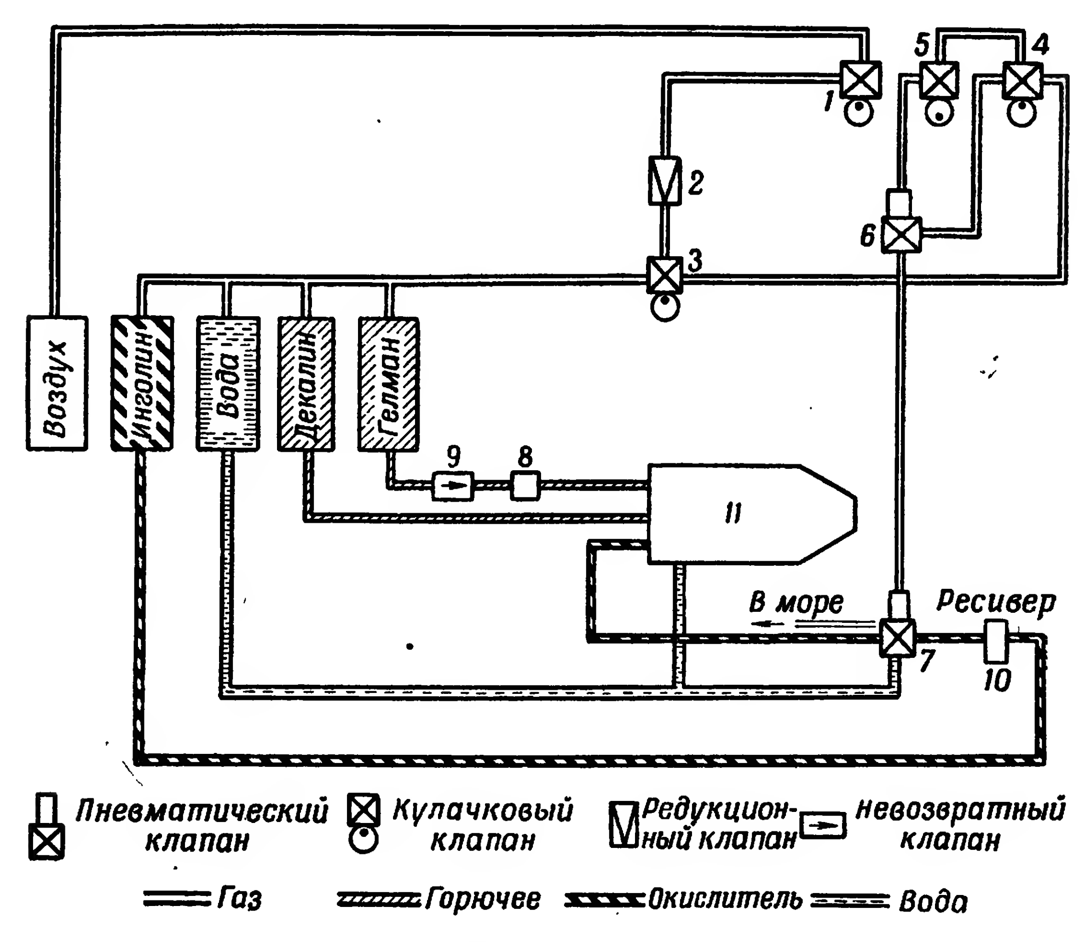
Торпеда является примером применения топлив ракетного типа как для реактивного движения, так и для выработки газа [4]. В обычной торпеде сжатый воздух подается в камеру сгорания, куда поступает также топливо (обычно спирт или керосин) и впрыскивается вода. Образовавшиеся газы служат для приведения в действие двигателя торпеды. В первых моделях чаще всего применяли 4-цилиндровый радиальный двигатель Уайтхеда, однако во время последней войны предпочтение стали отдавать турбине. Недостатком этой системы является то, что торпеда должна иметь запас сжатого воздуха, который требует примерно 4 *фунт* веса баллона на 1 *фунт* газа, в то время как при хранении жидкости на каждый ее фунт приходится всего 1 *фунт* веса бака. Одной из первых торпед с использованием жидкого окислителя была японская торпеда типа 93. В ней применяли жидкий кислород, а в качестве разбавителя использовали морскую воду. В результате этого она достигала дальности действия 20 тыс. *ярд* при скорости 48 узлов (дальность действия обычной торпеды составляет 5 тыс. *ярд,* а скорость — 45 узлов).

Однако жидкий кислород трудно хранить, и немцы вместо него применили в качестве окислителя перекись водорода. В различных экспериментальных торпедах были использованы четыре разные системы, но одна из них, известная под названием системы инголин — декалин — гелман, оказалась наиболее удачной. Ее применяли в 12 из 16 экспериментальных типов торпед (фиг. 110).

«Ингалином» в германском военно-морском флоте называли 82—83%-ную перекись водорода, «декалин» представлял собой по существу чистый декагидронафталин, а «гелман» был смесью 20%-ного этилового спирта и 80%-ного гидразингидрата с 0,5 *г* меди на литр (в виде купроцианида калия) в качестве катализатора.

Общее устройство этой установки было весьма сходным с устройством обычного ракетного двигателя. Она,

прежде всего, имела выпускной клапан *1* ручного действия, который пропускал воздух через редукционный клапан *2* к клапану *3*. Последний автоматически открывался, когда торпеда покидала трубу торпедного аппарата, в результате чего во всех четырех топливных баках создавалось повышенное давление. Рабочий воздух проходил также



Фиг. 110. Система инголин — декалин — гелман для торпеды.

к клапану *6* через клапаны *4* и *5*, перекрывая его; для какой цели, это будет ясно в дальнейшем. Вода, декалин и гелман немедленно поступали в камеру сгорания, однако поступление инголина задерживалось посредством ресивера *10*. Это делалось для того, чтобы избежать взрыва в камере в случае поступления инголина раньше других жидкостей. Гелман использовался только в качестве инициирующего вещества, так как инголин и декалин не были самовоспламеняющимися. Хотя гелман содержал катализатор, его пропускали через азотнокислую медь *8*

с целью повысить его активность. На линии подачи гелмана был поставлен невозвратный клапан с предварительно нагруженной пружиной, с тем чтобы поток прекращался, как только начнется процесс сгорания.

Опасность, которая возникает только в торпедах, заключается в форсировании оборотов турбины вследствие выноса гребного винта из воды. Для борьбы с этим явлением устанавливали автоматический аварийный механизм, состоявший из щитка на корпусе торпеды, соединенного с клапанами *4* и *5*. Пока торпеда двигалась нормально, вода удерживала щиток в закрытом положении, но когда торпеда зарывалась, щиток открывался. В результате закрывался клапан *5* и открывался клапан *4*, открывая воздуху доступ к клапану *6*, который пропускал его дальше к клапану *7*. Последний представлял собой двойной клапан, который перепускал подаваемый инголин в море и пропускал воду через инголиновый инжектор в камеру сгорания. Когда щиток снова закрывался, камера сгорания освобождалась от воды под напором сжатого воздуха (эта часть системы на схеме не показана), и установка автоматически снова приходила в действие. Эту систему использовали на всех немецких торпедах последних лет войны.

Вторая система была применена только на одной экспериментальной торпеде германских ВВС. Она представляла собой довольно простую установку, работавшую на самовоспламеняющихся компонентах с низкой энергетической характеристикой (60%-ная перекись водорода и смесь, состоящая из 50% гидразингидрата и 50% воды с купроцианидом калия в качестве катализатора). В камере сгорания создавалось давление 32 *ата* и температура 600° С.

Остальные две системы действительно были реактивными, однако их применяли только в экспериментальном порядке. Одна из них работала на самовоспламеняющемся топливе (70%-ная перекись водорода и смесь из 50% метилового спирта и 50% гидразингидрата с купроцианидом калия в качестве катализатора). Интересной особенностью было использование морской воды для охлаждения камеры сгорания. В другой системе применялись инголин, декалин и концентрированный водный

раствор перманганата натрия или кальция. Все три жидкости впрыскивались в камеру одновременно на протяжении всего периода работы двигателя; перманганат действовал как катализатор. При разложении перекиси образовывался парогаз и выделялся кислород с температурой около 500° С, причем в этой смеси декалин мгновенно самовоспламенялся. Для охлаждения использовалась морская вода.

Таблица XVIII

НЕМЕЦКИЕ ТОРПЕДЫ

Тип	Штейнфиш G7ut	Гольдфиш G5ut	Штейн — Валь	UGRA	Lt 1500
Дальность действия, *ярд* . . .	7700	3300	22 000 — 33 000	1100	1900
Скорость, *узлы* .	40 — 42	45	45	30	40
Тип двигателя . .	Турбина	Турбина	Турбина	Ракетный	Ракетный
Топливо	Декалин	Декалин	Декалин	*	Декалин
Вес топлива, *фунт*	26	14	110	2,5	99
Окислитель . . .	Инголин	Инголин	Инголин	Инголин	Инголин
Вес окислителя, *фунт*	304	97	814	46	835
Разбавитель . . .	Пресная вода	Пресная вода	Морская вода	—	—
Вес разбавителя, *фунт*	286	132	—	—	—
Прочие жидкости	Гелман, воздух	Гелман, воздух	Гелман, воздух, пресная вода	Воздух	Воздух, катализатор **
Вес прочих жидкостей, *фунт* .	72	33	106	3,5	207
Мощность на валу, *л. с.*	320	320	435	—	—
Общий вес, *фунт*	2640	2840	3960	165	3300
Длина, *фут* . . .	23,1	16,5	23,1	6,6	23,1
Диаметр, *фут* . .	1,8	1,8	1,8	0,8	1,8

* 50% гидразингидрата, 50% спирта + 0,6 *г* меди на литр (в виде купроцианида калия).

** Концентрированный раствор перманганата натрия или кальция.

Хотя с помощью перекиси водорода можно было получить бо́льшие дальности действия, чем с помощью обычных парогазовых систем, немцы сосредоточили свое внимание на этом методе главным образом потому, что торпеды с таким двигателем не оставляли следа, так как все выхлопные продукты были растворимы в воде. Кроме того, применение турбины вместо поршневого двигателя позволило устранить следы масла на поверхности при торпедной стрельбе. Подробные данные о некоторых немецких торпедах приведены в табл XVIII.

Подводные лодки

Двумя главными недостатками подводной лодки всегда были ее неспособность находиться долгое время под водой и малая скорость подводного хода. Обе эти проблемы были разрешены немцами во время второй мировой войны. В начале войны стандартным типом подводной лодки в немецком флоте была лодка типа 7С с надводным водоизмещением около 700 *т*, надводной скоростью 17 узлов и подводной — 7,5 узла. Проблема длительного пребывания под водой была разрешена путем применения устройства «шнорхель» — трубы для забора воздуха, выступавшей примерно на 18 *дюйм* над поверхностью воды. Это устройство было использовано на подводной лодке типа 21, которая имела надводное водоизмещение 1600 *т*, надводную скорость 15,5 узла и подводную — 16,5 узла в течение одного часа. Весьма высокая скорость в подводном положении была достигнута в результате улучшенных форм обвода корпуса и применения аккумуляторных батарей очень большой емкости.

Фирма «Вальтер» разрешила проблему достижения высокой скорости другим путем, а именно путем применения энергетической установки, работающей на перекиси водорода; эта установка использовалась для увеличения подводной скорости лодки в течение коротких промежутков времени [5]. Фирма проводила эксперименты в этом направлении с 1935 года и перед войной построила и испытала подводную лодку водоизмещением 80 *т*, работавшую на перекиси водорода; подводная скорость этой лодки достигала 25—26 узлов. Затем было

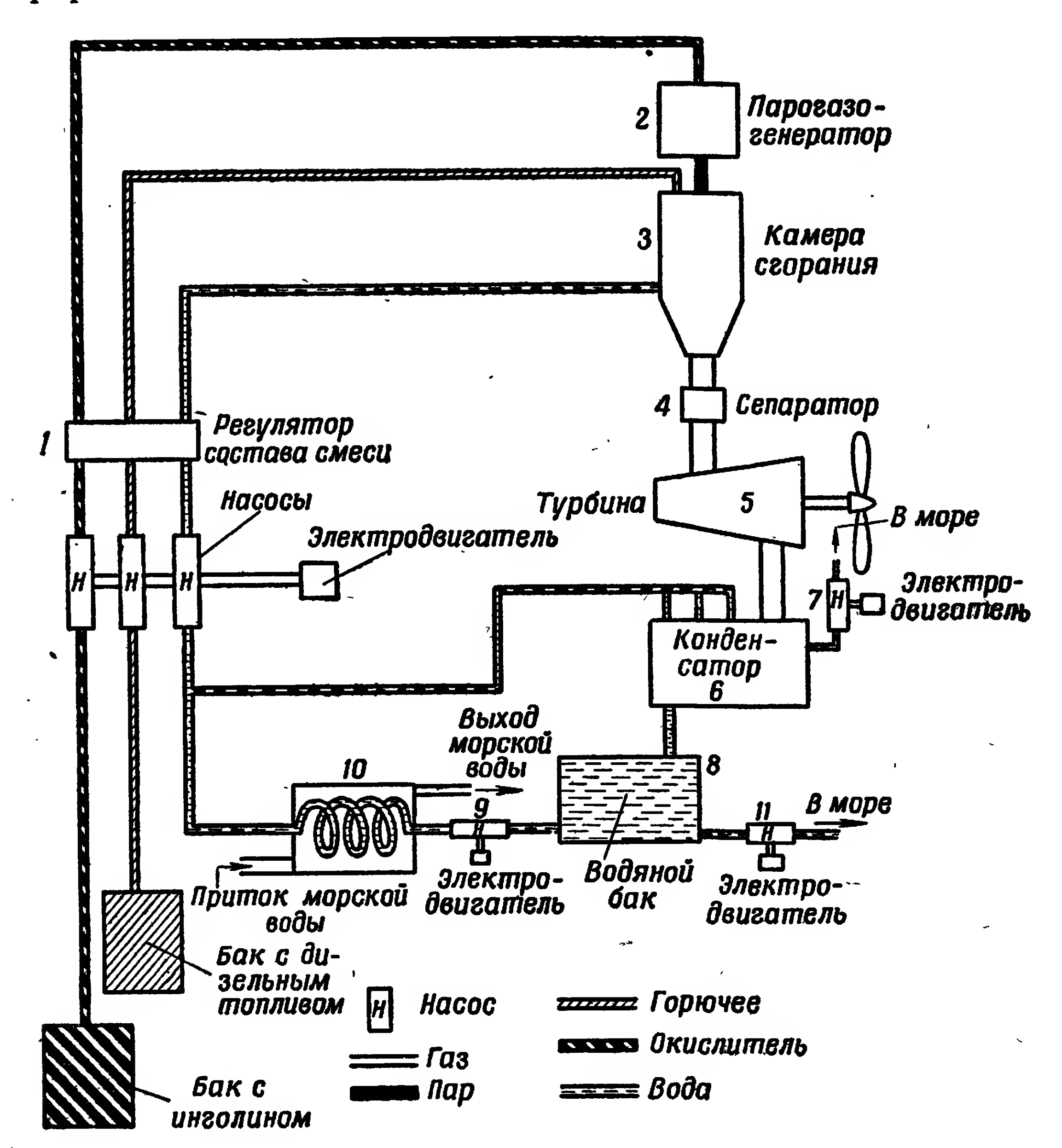
выпущено четыре учебные подводные лодки типа 17 и пять годных к боевому использованию лодок типа 17В. Эти лодки имели надводное водоизмещение 380 *т*, надводную скорость 8,5 узла и подводную — 25 узлов. Они не были использованы для боевых действий из-за отсутствия достаточных запасов перекиси водорода.

Наиболее совершенной из этой серии должна была быть подводная лодка типа 26, которая к концу войны находилась в постройке. Она должна была иметь надводное водоизмещение 900 *т*, надводную скорость 11 узлов и подводную — 24 узла. Номинальная мощность ее двигателя с одним валом, работавшего на перекиси водорода, составляла 7500 *л. с.*

Схема энергетической установки на перекиси водорода, применявшейся на подводной лодке типа 26, показана на фиг. 111. Жидкостями, применявшимися в газогенераторе, служили инголин, пресная вода и дизельное топливо. Все три компонента топлива подавались насосами через дозирующее устройство *1*, которое поддерживало соотношение воды, инголина и дизельного топлива, равное примерно 12 : 9 : 1. Инголин затем поступал в парогазогенератор *2*, содержавший твердый катализатор, который вызывал разложение перекиси на водяной пар и кислород при температуре порядка 500° С (такая же схема была и у ракетного двигателя Вальтер 109-509). Парогаз поступал затем в камеру сгорания *3*, куда впрыскивалось дизельное топливо. Так как температура превышала точку самовоспламенения, происходило самовозгорание; однако применялась и запальная свеча, правда только для гарантии своевременного воспламенения. Температура горения составляла примерно 2200° С, причем ее понижали до 550° С посредством впрыска воды. Затем газы, пройдя через сепаратор *4* для удаления всяких твердых частиц, поступали к турбине *5*, которая принадлежала к типу обычных турбин, работающих со скоростью 14 тыс. об/мин.

Отработавшие газы направлялись в конденсатор *6*, где пар конденсировался, а неконденсирующиеся газы, состоящие главным образом из CO_2, откачивались насосом *7* за борт. Конденсат накапливался в баке *8*, откуда затем перекачивался насосом *9* через проточный охладитель

10. Для поддержания постоянного количества пресной воды, участвующей в рабочем цикле, определенное количество ее, эквивалентное получаемому из инголина, непрерывно откачивалось насосом *11* за борт.



Фиг. 111. Схема энергетической установки на перекиси водорода, применявшейся на немецкой подводной лодке типа 26.

Помимо перекисного двигателя, предназначенного для временного увеличения скорости, на этой подводной лодке был также дизельный двигатель для надводного хода и хода под шнорхелем, а также главный электродвигатель, двигатель экономического хода и электромотор для

движения в подводном положении с помощью аккумуляторов. Главный электродвигатель мог работать и в качестве генератора, в то время пока подводная лодка приводилась в движение либо дизельным двигателем, либо двигателем, работавшим на перекиси.

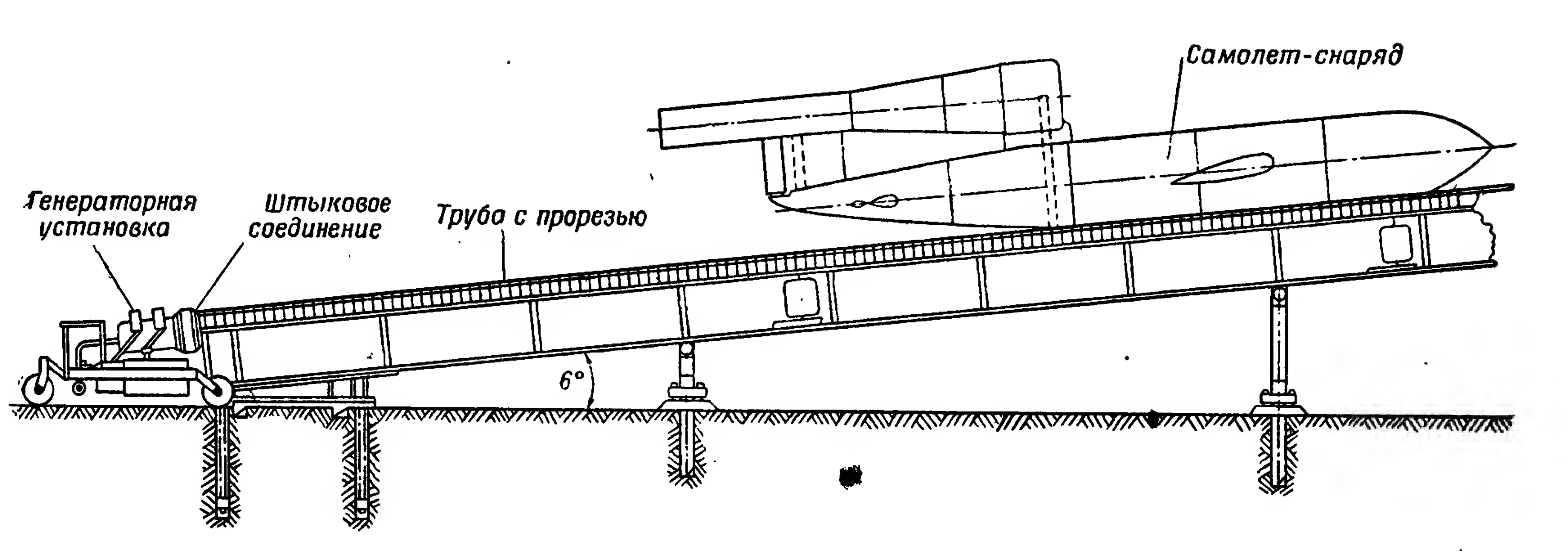
Хотя этот метод является идеальным для быстрого и кратковременного увеличения подводной скорости, он страдает двумя весьма серьезными недостатками. Первым из них является очень большой расход топлива, который приводит к сокращению дальности плавания и не дает возможности поддерживать высокую скорость хода в течение длительного времени. Например, лодка типа 26 могла идти в подводном положении со скоростью 24 узла не более 6 часов при общей продолжительности плавания 90 суток. Если бы объем, занимаемый инголином, был использован под дизельное топливо, то дальность плавания подводной лодки возросла бы более чем на 100%. Второй недостаток заключается в том, что перекисный двигатель рассмотренного типа обходится примерно в 1000 раз дороже эквивалентного ему по мощности дизельного двигателя. Однако исключительно высокая скорость, которую можно получить от перекисных двигателей, делает вполне целесообразным их использование.

Катапульты

Катапульты для самолетов приводились в действие преимущественно сжатым газом. Двумя главными недостатками, свойственными этой системе, является высокая стоимость компрессорного оборудования и значительные промежутки между запусками вследствие необходимости восстановить рабочее давление. Путем использования генерируемых газов оба эти недостатка могут быть устранены.

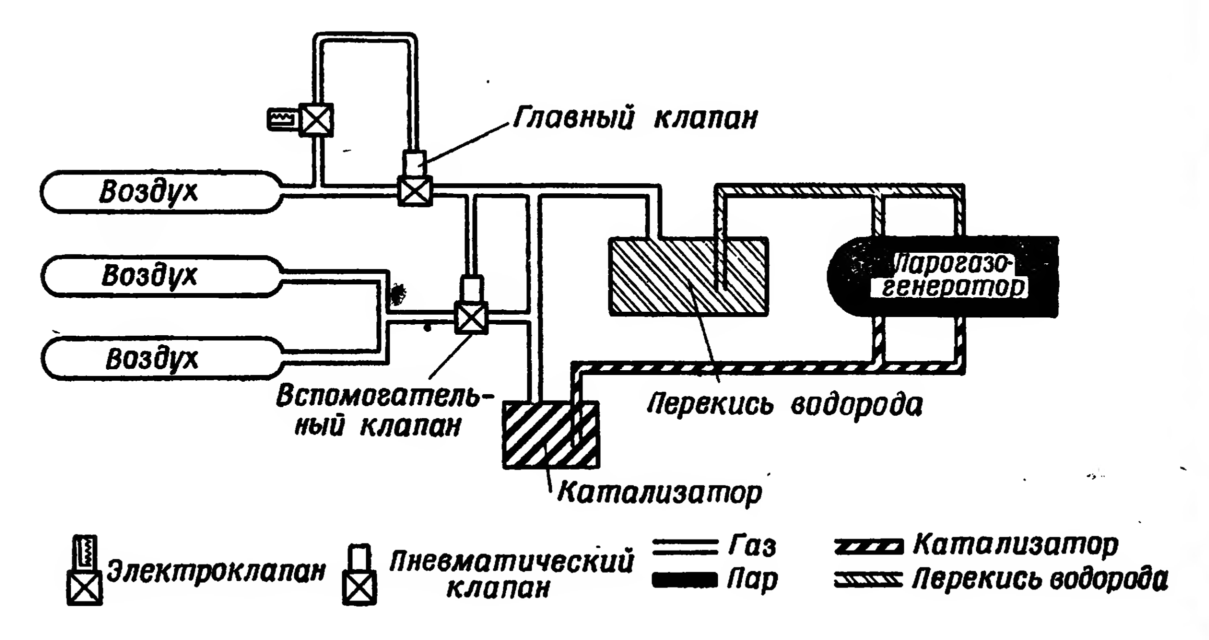
Единственным устройством этого типа, переданным в производство, была выпускавшаяся фирмой «Вальтер» катапульта для запуска самолетов-снарядов Фау-1 [6], показанная на фиг. 112.

Для запуска самолета-снаряда, весившего около 5 тыс. *фунт,* нужно было сообщить ему скорость 360 *фут/сек* и максимальное ускорение 16 *g*. Стартовое



Фиг. 112. Катапульта для запуска самолетов-снарядов Фау-1.

устройство Вальтера состояло из парогазогенератора, где получался парогаз из перекиси водорода, и трубы с прорезью, внутри которой перемещался массивный поршень. На поршне имелось ребро, которое проходило через прорезь в трубе и входило в углубление под снарядом. Скользящая тележка, расположенная между снарядом и трубой, воспринимала возникающие во время запуска усилия. Прорезь за поршнем автоматически обтюрировался, а на конце трубы поршень выходил из зацепления со снарядом и возвращался в исходное положение.



Фиг. 113. Парогазогенератор катапульты для запуска самолетов-снарядов Фау-1.

Парогазогенератор имел весьма простую конструкцию; он показан схематически на фиг. 113. В парогазогенератор посредством сжатого воздуха подавали 80%-ную перекись водорода и концентрированный раствор перманганата натрия или калия. Этот сжатый воздух брали во время первой части запуска только из одного баллона. По истечении примерно 0,4 сек., за время которых поршень проходил половину пути движения по трубе, открывался вспомогательный клапан, увеличивая таким образом подачу перекиси в результате использования двух других баллонов со сжатым воздухом.

Перекись водорода не является единственным источником получения газа, который можно было бы приме-

нить на катапульте. Предлагалось применить для этой цели такие вещества, как нитрометан и кордит. Однако нет никакого сомнения в том, что в результате применения газогенераторной системы можно создать весьма простую катапульту. Разумеется, для запуска самолетов или ракетных снарядов с большой скоростью подобная система становится почти обязательной, так как усовершенствование обычной катапульты, работающей на сжатом газе, для получения подобных высоких скоростей сопряжено с очень большими трудностями.

Глава XIV

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ. ЯДЕРНАЯ ЭНЕРГИЯ. МЕЖПЛАНЕТНЫЕ ПОЛЕТЫ

Химические ракетные двигатели

В большинстве областей техники на основе прошлого и настоящего можно довольно точно предсказать ближайшее будущее. При прогнозах на более отдаленное будущее, допустим на 10 лет и более вперед, мы рискуем, вероятно, очень сильно ошибиться. Ближайшее будущее ракетостроения заключается в усовершенствовании существующей техники путем практического использования результатов исследовательской работы [1]. Как уже подчеркивалось ранее, ракетные двигатели работают с малым запасом прочности, и число отказов в работе, в сравнении с более обычными двигателями, является довольно высоким; поэтому одна из главных задач ближайшего будущего состоит в сокращении числа отказов в работе.

В настоящее время не имеется возможности использовать топлива с температурой горения более 3000° С. Таблица XX показывает, что большинство смесей с высокими энергетическими характеристиками обладают температурами горения, превышающими эту цифру. Следовательно, для таких высоких температур потребуются и соответствующие жаропрочные материалы. Хотя многие керамические материалы обладают весьма высокими температурами плавления (см. табл. XIX) и сохраняют свою прочность в условиях высоких температур, они почти все страдают недостатком «теплового растрескивания» [2], которое происходит при быстром нагревании материала. Сопротивление резким скачкам температуры прямо пропорционально коэффициенту теплопроводности и пределу прочности материала и обратно пропорционально коэффициенту теплового расширения и модулю упругости. Значения первых двух коэффициентов невелики, а двух последних — очень высоки для большинства керамиче-

ских материалов, так что бóльшая часть их при резких скачках температуры сильно растрескивается и ломается. Однако существует сравнительно новый тип материала, получаемый путем спекания порошков некоторых металлов и керамических материалов. Некоторые виды этих материалов лучше переносят резкое повышение температуры, чем простая керамика, и обладают более высокой температурой размягчения, чем большинство металлов, так что могут быть использованы для изготовления сопел.

Таблица XIX

СВОЙСТВА КЕРАМИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ

Материал	Удельный вес	Температура плавления, °C
Окись алюминия (глинозем)	3,7	2050
Окись бериллия	3,0	2600
Карбид ниобия	7,6	3500
Графит	2,2	3600
Карбид гафния	12,2	3900
Карбид тантала	14,1	3900
Карбид циркония	6,6	3550
Окись циркония	5,7	3000

При применении обычных топлив на основе стандартных окислителей — жидкого кислорода, азотной кислоты и перекиси водорода — представляется маловероятным, что удастся достигнуть удельной тяги на уровне моря намного больше 200 сек. Для получения более высокой удельной тяги необходимо обратиться к самым необычным топливным смесям [3—7]. О высокой температуре горения большинства этих топливных смесей уже упоминалось, однако это отнюдь не единственный их недостаток. Большинство этих смесей имеет в своем составе не менее одного компонента, производство которого в широких масштабах пока еще не налажено, причем во многих случаях обращение с одним, а то и с обоими компонентами является чрезвычайно сложным. Например, фтор, который входит в качестве окислителя в несколько комбинаций,

обладающих высокими энергетическими характеристиками, агрессивен по отношению ко всем элементам, кроме инертных газов. К счастью, большинство наиболее распространенных металлов и сплавов, в том числе медь, латунь и нержавеющая сталь, образуют против фтора защитный слой при комнатной температуре, однако при высоких температурах между ними возникает быстрая реакция.

Таблица XX

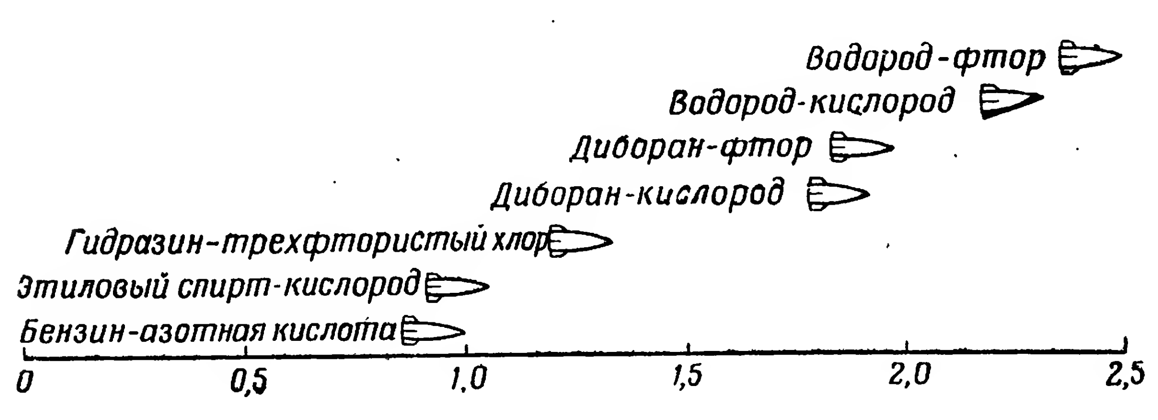
ТОПЛИВА С ВЫСОКИМИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ

Окислитель	Горючее	Удельная тяга, *фунт/фунт/сек* (от 20 *ат* до 1 *ат*)	Объемная удельная тяга, *фунт/ед. объем/сек.*	Температура горения, °С
Жидкий фтор	Жидкий водород	400 (50 *ат*)	43	3600
		370	38	3100
Жидкий озон	Жидкий водород	385	96	2300
Жидкий кислород	Жидкий водород	360	90	2300
Жидкий кислород	Бор	330	455	3000
Жидкий фтор	Гидразин	320	350	4450
Жидкий кислород	Диборан	310	340	3600

Между прочим, как стеклянная вата, так и асбест горят во фторе. Так же как и кислород, фтор обладает низкой температурой кипения (—188° С), и его приходится хранить в жидком состоянии в тщательно изолированных сосудах.

Высокую удельную тягу можно получить путем использования либо высокой температуры горения, либо продуктов сгорания с малым средним молекулярным весом. Это сразу наводит на мысль о применении горючих, богатых водородом; на самом деле, такие топлива, как аммиак и гидразин, обладают замечательными энергетическими характеристиками в сочетании с низкими температурами горения. Наконец, можно назвать и сам водород, который дает максимально возможную удельную тягу в смеси с жидким кислородом или с жидким фто-

ром. Однако недостатком всех богатых водородом топлив является их малая плотность (у жидкого водорода она равна 0,07). Это обстоятельство очень отрицательно сказывается на объемной удельной тяге, которая, как было показано выше, является критерием пригодности различных топлив для небольших реактивных снарядов. К счастью, чем больше снаряд, тем более важное значение



Фиг. 114. Относительные дальности полета ракет на различном топливе.

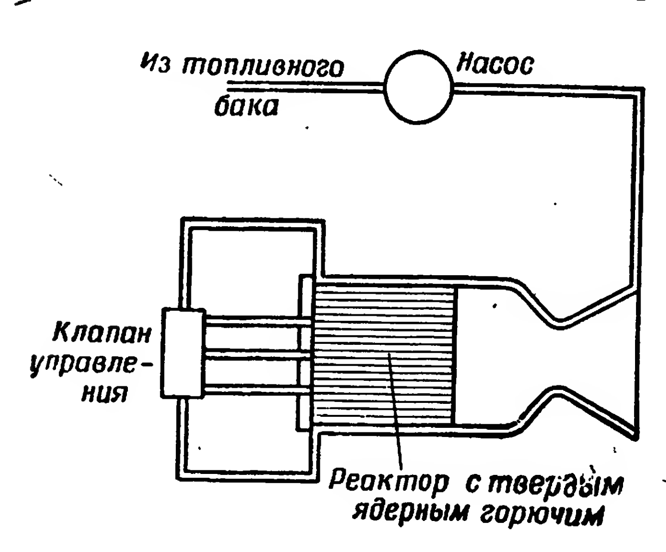
имеет удельная тяга и тем менее важна плотность топлива, причем для дальнобойных ракет применение жидкого водорода в качестве топлива в полной мере оправдывается увеличением дальности действия. Это наглядно иллюстрирует фиг. 114 [8], где показаны относительные дальности ракет дальнего действия с применением различных комбинаций топлив. По-видимому, даже при применении существующих наиболее высококалорийных топлив едва ли можно получить, пользуясь обычными системами двигателей, удельную тягу более 400 сек.

Существует еще одна возможность применения химических топлив — речь идет о часто упоминаемом атомарном водороде [9, 10]. Когда происходит рекомбинация атомов водорода в обычную молекулу, состоящую из двух атомов, выделяется большое количество тепла — примерно в 10 раз больше, чем при сгорании обычной топливной смеси [11]. Путем использования этой рекомбинации теоретически можно получить удельную тягу до 1400 сек.! К сожалению, атомарный водород по своей природе чрезвычайно неустойчив, и при получении его,

например при атомно-водородной сварке, он существует всего несколько микросекунд. Однако исследовательская работа в этой области ведется, и не исключена возможность того, что атомарный водород будет стабилизирован, вероятно, путем использования весьма низких температур. Возможно также, что сумеют получить метастабильные молекулы гелия с водородом или кислородом, которые при распаде могли бы обеспечивать крайне высокие удельные тяги.

Ядерная энергия

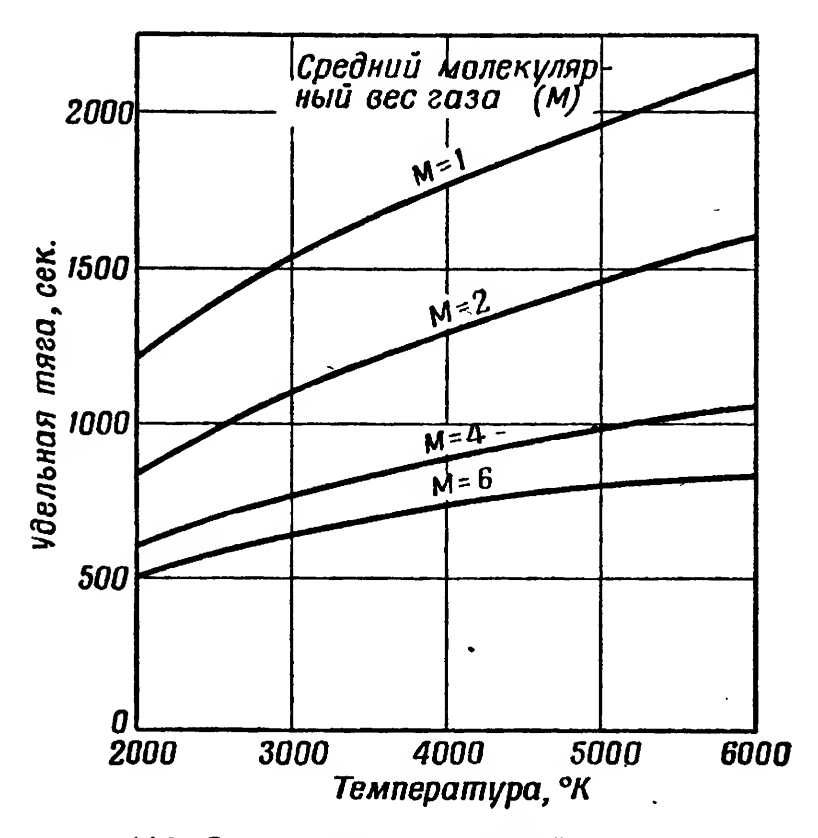
Ядерную энергию, так же как и химическую, можно рассматривать в качестве источника энергии в двигателях ракетного типа [12, 13]. По-видимому, существуют три метода ее практического применения: сами продукты расщепления могут образовывать реактивную струю; атомная энергия может быть использована для нагрева какого-либо рабочего тела, которое затем расширяется при истечении через сопло; атомная энергия используется для производства электрической энергии, которая в свою очередь используется для получения потока ионизированных частиц.



Фиг. 115. Принципиальная схема атомного ракетного двигателя на твердом ядерном горючем.

Самый простой метод — метод использования самих продуктов расщепления — совершенно бесперспективен. Не исключено, что удалось бы получить удельную тягу в 1000 раз большую, чем в обычном реактивном двигателе на неядерном топливе, но температуры в камере реакции были бы феноменальными — они приближались бы к температурам, достигаемым при взрыве атомной бомбы. Конечно, эксплуатировать подобную установку было бы

чрезвычайно сложно. Более осуществимым с технической точки зрения представляется проект атомного ракетного двигателя с нагревом рабочего тела; принципиальная схема такого двигателя представлена на фиг. 115. Жидкое рабочее тело подается насосом из запасного бака в реактор, где оно нагревается и затем расширяется в сопле. Его можно тажке использовать для охлаждения сопла и ка-



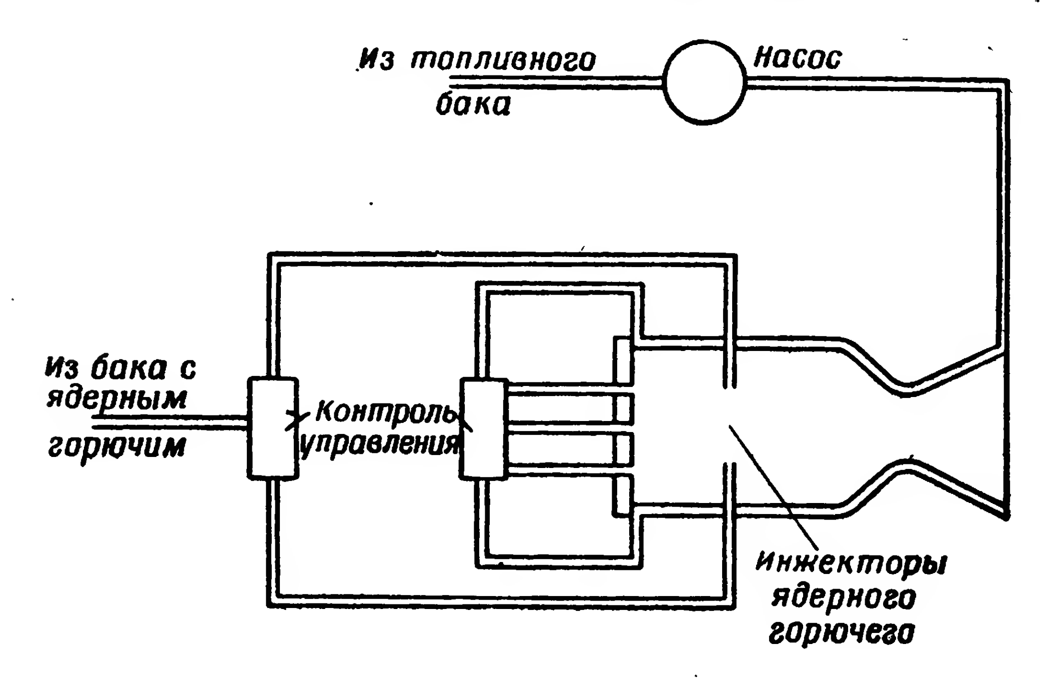
Фиг. 116. Зависимость удельной тяги от среднего молекулярного веса и начальной температуры газов для атомных ракетных двигателей.

меры реакции. Рабочее тело действует таким же образом, как продукты сгорания обычного реактивного двигателя, причем единственное различие между ними заключается в том, что в обычном ракетном двигателе, энергия создается в газах, в то время как в атомном ракетном двигателе теплота возникает вне газов; таким образом, рабочие характеристики атомного и обычного ракетного двигателей определяются одними и теми же законами. Удельная тяга прямо пропорциональна начальной температуре газов и обратно пропорциональна их среднему молекулярному весу. Эта зависимость показана на фиг. 116. Средний

молекулярный вес газов в обычных ракетных двигателях обычно колеблется от 15 до 45, но в атомном ракетном двигателе в качестве рабочего тела можно было бы использовать гелий или водород, что обеспечило бы повышение удельной тяги в три или четыре раза [14] по сравнению с современными ракетными двигателями при той же самой температуре газов.

Основной технической проблемой является достижение необходимой температуры газов. В обычном ракетном двигателе используются температуры до 3000° С, и температуру стенок камеры сгорания можно удерживать на уровне порядка 1000° С или менее посредством соответствующей системы охлаждения. Однако для того, чтобы нагреть газ до заданной температуры с помощью ядерного реактора, часть самого реактора должна иметь более высокую температуру, чем газ. К сожалению, окись урана плавится при температуре лишь немного выше 1800° С, так что максимально допустимая температура была бы ниже этой величины. Если предположить, что допустимой была бы температура 1500° С, тогда, вероятно, можно было бы добиться удельной тяги порядка 400—600 сек., другими словами, не намного большей, чем мы можем получить с помощью химических топлив. Единственный путь получения более высоких энергетических характеристик заключается в повышении начальной температуры газов, а это, по-видимому, оказалось бы возможным только в результате применения реактора с газообразным активным веществом, вроде, например, показанного на фиг. 117. Подобная система представляет собой попытку превзойти обычный ракетный двигатель путем высвобождения энергии в рабочем теле внутри камеры. Следовательно, при условии, что охлаждение будет достаточным, вопросы прочности материала уже не ограничивали бы температуры в камере и можно было бы получить удельную тягу порядка 1500 сек. К сожалению, подобная система имеет ряд недостатков по сравнению с той, в которой используется реактор с твердым активным веществом. Количество применяемого ядерного «горючего» должно быть весьма небольшим по сравнению с количеством рабочего тела, жидкостей же, которые можно было бы использовать для этой цели,

очень немного, так как если жидкость слишком легко поглощает нейтроны, то ядерная реакция не будет самоподдерживающейся. Каждая комбинация ядерного «горючего» и рабочего тела потребовала бы, для того чтобы реакция была самоподдерживающейся, камеры огромных



Фиг. 117. Принципиальная схема атомиого ракетного двигателя с впрыском активного вещества в камеру.

размеров: водород, с ураном 235 в качестве ядерного горючего, потребовал бы в случае работы под давлением в 100 *ата* камеры диаметром не менее 240 *м*. В настоящее время не известен никакой расщепляющийся материал, который мог бы обеспечить практическую осуществимость проекта с подобным реактором.

«Ионная» ракета приводится в движение тягой, создаваемой в ионном двигателе потоком ионов, истекающих со скоростью света. Подобное устройство, работающее, как мы видим, на принципе электронно-лучевой трубки, было бы, разумеется, практически полезным только в безвоздушном пространстве, то есть за пределами земной атмосферы. Такая ракета, вероятно, использовала бы обычную систему ядерный реактор — водяной котел — генератор для производства электрической энергии с последующим ее применением для получения мощного ионного потока. При использовании потока ионов, дающего удельную тягу

О—438

50 000 сек., для получения фунта тяги потребовался бы ток силой 5 *а* и напряжением 250 000 *в*. Главным недостатком подобной установки был бы низкий к. п. д. генераторной системы. Все лишнее тепло пришлось бы отводить путем радиации, а размеры радиационных поверхностей ограничивались бы общими размерами конструкции. По-видимому, вряд ли можно построить ионный ракетный двигатель, развивающий тягу более чем несколько десятков фунтов.

Реактивные снаряды

Общее направление развития в области управляемых снарядов и авиации, по-видимому, вполне установилось. Пилотируемый самолет-перехватчик все еще будет необходим, по крайней мере до тех пор, пока зенитный управляемый снаряд не окажется равным ему во всех отношениях. Управляемые снаряды дальнего действия с ракетными двигателями, работающими на обычных топливах, могут обладать дальностью полета порядка 200 миль. Однако для всякого значительного увеличения дальности при полете по баллистической кривой нужно применять топлива с более высокими энергетическими характеристиками, причем даже и в этом случае дальность едва ли удастся увеличить более чем вдвое. Хотя для увеличения дальности можно использовать крылья, но они имеют тот недостаток, что увеличивают уязвимость снаряда. Многоступенчатыми ракетами также вряд ли будут много заниматься, исключая разве специальные проекты, вследствие свойственного им чрезвычайно большого начального веса. Использование ракет для исследования верхних слоев атмосферы, вероятно, будет продолжаться — конечно, при условии, что будут ассигновываться средства на их постройку и запуск, — так как они представляют собой единственный путь получения некоторых сведений, касающихся астрофизики и верхних слоев атмосферы. Именно в этой области, по всей вероятности, должны быть получены наиболее поразительные результаты, так как для подобных ракет требуется довольно простая аппаратура наведения, их конструкции могут быть облегченными (поскольку им не сообщается ника-

ких поперечных ускорений) и возникает возможность применения топлив с более высокими энергетическими характеристиками.

Межпланетные полеты

От исследования верхних слоев атмосферы человек перейдет к межпланетным полетам [15—19].

Проблемы межпланетного полета были подробно изучены на протяжении последних трех десятков лет, однако лишь во время второй мировой войны и после нее, когда ракетная техника и ядерная энергетика добились выдающихся успехов, возможность совершения таких полетов получила признание в широких кругах ученых и инженеров. Тот, кто работает над ракетными двигателями и управляемыми снарядами, несомненно, должен лучше других понимать, какую большую исследовательскую работу надо еще провести, прежде чем межпланетный полет окажется практически возможным, — и тем не менее именно среди этих работников астронавтика находит своих наиболее ярых приверженцев.

Основные условия для того, чтобы какое-нибудь тело могло преодолеть земное тяготение и улететь с нашей планеты, можно определить довольно просто [20]. Если предположить, что Земля является изолированной планетой, то телу нужно сообщить такое количество энергии, которое равно его потенциальной энергии в бесконечности (то есть достаточное для того, чтобы поднять тело с поверхности Земли до бесконечности). Это эквивалентно сообщению телу начальной скорости 6,9 *миль/сек*. Хотя в действительности Земля отнюдь не является изолированной, закон всемирного тяготения, по которому сила притяжения двух тел пропорциональна массам этих тел и обратно пропорциональна квадрату расстояния между ними, говорит, что большую часть энергии необходимо будет сообщать на весьма близком расстоянии от Земли, так что цифра 6,9 *миль/сек* является довольно точной. Эта скорость выхода за пределы тяготения (скорость освобождения) зависит только от массы и диаметра рассматриваемого небесного тела; ее значения для различных тел солнечной системы приведены в табл. XXI.

Энергия E, необходимая для выхода за пределы тяготения какого-либо небесного тела, определяется по формуле.

Таблица XXI

СКОРОСТИ ВЫХОДА ИЗ ПРЕДЕЛОВ ТЯГОТЕНИЯ ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

Небесное тело	Скорость выхода за пределы тяготения, *миль/сек*
Земля	6,9
Луна	1,4
Венера	6,2
Марс	3,1
Юпитер	37,2
Сатурн	21,7
Солнце	383

$$E = gR,$$

где g — ускорение силы тяжести на поверхности тела и R — радиус Земли.

Таким образом, выход за пределы тяготения Земли можно сравнить с подъемом из колодца глубиной 4000 миль под действием постоянной силы притяжения, равной силе притяжения на поверхности. Этот «колодец тяготения» представлен в соответствующем масштабе на фиг. 118 и показывает необходимость затраты большей части энергии вблизи поверхности Земли.

Скорость выхода за пределы тяготения указывает лишь минимум необходимой энергии при условии достижения скорости на поверхности Земли (то есть бесконечного ускорения) и отсутствия лобового сопротивления. На практике ускорение было бы конечным, а лобовое сопротивление всегда имеет место на начальном этапе полета. Таким образом, конечная скорость ракеты при вертикальном полете будет определяться формулой

$$V = c \ln r - gt - V_D,$$

где c — скорость истекающих газов;

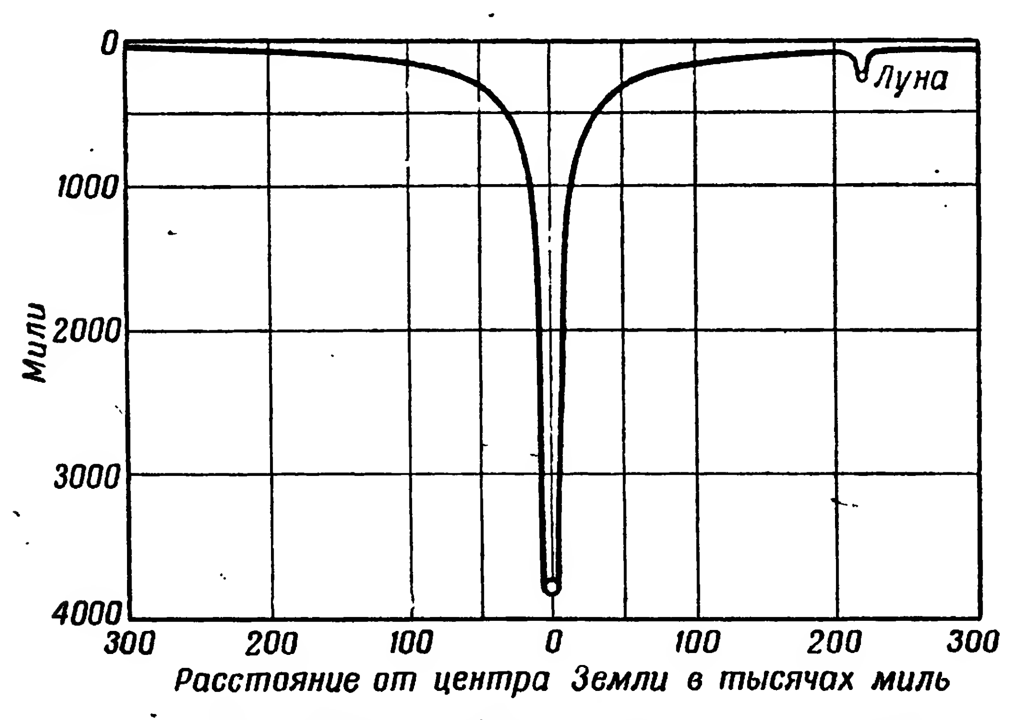
r — отношение масс ракеты;

t — время полета;

V_D — потеря скорости вследствие лобового сопротивления.

К счастью, для больших ракет, которыми придется пользоваться для выхода за пределы тяготения, потери от лобового сопротивления невелики и, бесспорно, не пре-

высят 1 или 2%, а следовательно, в первом приближении ими можно пренебречь. На фиг. 119 представлена зависимость между значениями отношения масс, необходимыми для выхода за пределы тяготения, и удельной тягой для различных величин ускорения. Допустимые ускорения будут, несомненно, по конструктивным соображениям довольно низкими — скажем 2—3 *g*, так что



Фиг. 118. „Колодец тяготения" для Земли и Луны.

даже при самых перспективных из обычных химических топлив потребовались бы вряд ли достижимые отношения масс порядка 20—50. Лишь с помощью атомарного водорода удалось бы достигнуть необходимого отношения. Следовательно, можно со всей категоричностью заявить, что межпланетный полет с помощью одноступенчатой ракеты с использованием обычных химических топлив невозможен.

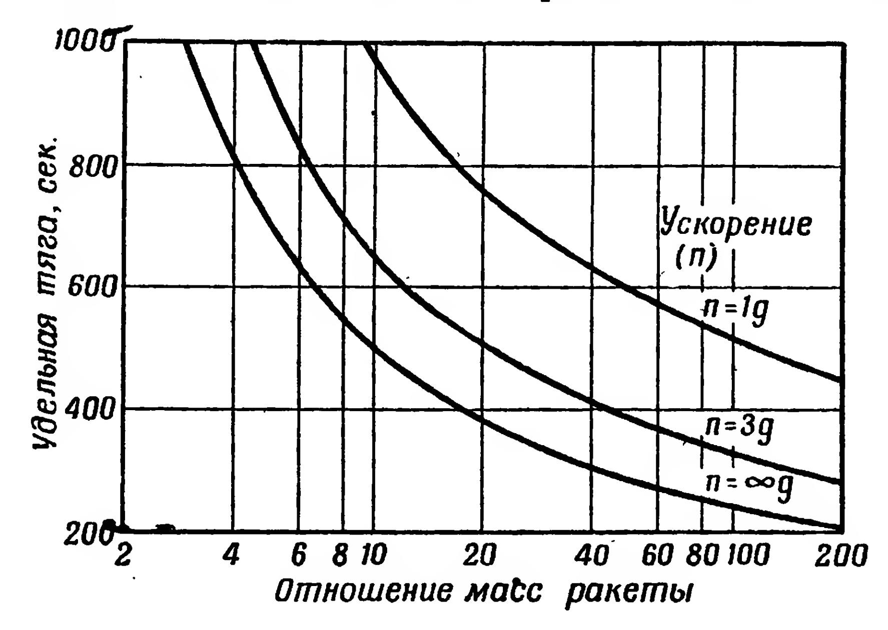
К счастью, можно воспользоваться составными ракетами, описанными в гл. X. Однако их недостаток, заключающийся в огромном увеличении начального веса по мере добавления дополнительных ступеней, проявляется здесь еще в большей мере, чем в ракетах дальнего действия. В таблице XXII приведены характеристики нескольких многоступенчатых ракет, предназначенных для

Таблица XXII

РАКЕТЫ ДЛЯ ВЫХОДА ЗА ПРЕДЕЛЫ ТЯГОТЕНИЯ

Топливные компоненты	Число ступеней	Показатель качества конструкции, *в*	Полезная нагрузка, *фунт*	Общий вес, *т*	Длина, *фут*	Диаметр, *фут*
Дымящая азотная кислота—анилин	10	0,20	10	23,2	51	5,1
Жидкий кислород—этиловый спирт	5	0,20	10	11,6	44	4,4
Жидкий кислород—жидкий водород	5	0,33	10	3,7	40	4,0
Жидкий кислород—жидкий водород	10	0,33	100	24,6	74	7,4

выхода за пределы тяготения; можно убедиться, что при современных топливах подобные ракеты даже с полезной



Фиг. 119. Зависимость отношения масс ракеты, необходимого для выхода из пределов тяготения, от удельной тяги при различном ускорении.

нагрузкой всего в 10 *фунт* должны быть чрезвычайно большими. Пользуясь жидким кислородом и жидким водородом, можно было бы построить ракету с полезной нагрузкой 100 *фунт*, причем общий ее вес оказался бы

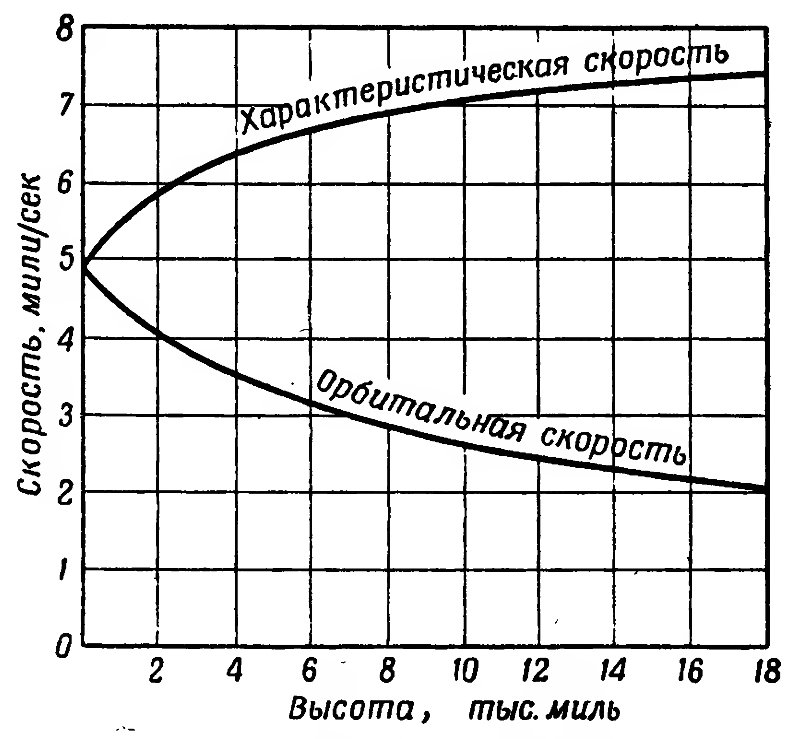
в четыре раза больше веса ракеты А-4[1]. Легко можно видеть, какое большое влияние оказывает показатель конструкции: небольшое уменьшение его позволило бы значительно сократить общий вес.

Для межпланетного полета с пассажирами проблема становится еще более трудной, ибо нужно предусмотреть возможность их безопасного возвращения на Землю. При возвращении на Землю из межпланетного путешествия количество энергии, требуемое для сокращения скорости межпланетного корабля до нуля, будет равно количеству энергии, необходимому для сообщения ему скорости выхода за пределы тяготения. Это замедление можно осуществить либо при помощи ракетных двигателей, либо воздушным торможением. Применение ракетных двигателей означало бы увеличение вдвое числа ступеней, а стало быть, фантастическое увеличение начального веса. К счастью, не так давно было доказано, что использование крыльев для торможения и планирования не является невозможным, хотя на крыльях могли бы возникать высокие местные температуры (около 1300° С). При полезной нагрузке в 1 *т* для выхода за пределы тяготения и возвращения на Землю потребовался бы общий вес около 900 *т* в случае применения воздушного торможения и 800 тыс. *т* при торможении с помощью реактивных двигателей! Уже полет ракеты весом 900 *т* представляет собой весьма трудно разрешимую техническую проблему, а полет ракеты даже не намного большего веса следует вообще считать невозможным, по крайней мере еще в течение ряда лет. Правда, эти цифры удалось бы уменьшить, улучшив показатель конструкции, причем один из наиболее многообещающих способов заключается в применении сбрасываемых топливных баков. Это близко напоминает метод сбрасываемых топливных баков самолетов: топливо для каждой ступени помещается в нескольких баках, которые сбрасываются по мере его расходования. Этот способ является дальнейшим развитием принципа ступенчатости.

Приведенный выше разбор касался только случая

[1] То есть около 50 *т*, а не 24,6 *т*, как указано в таблице XXII. — *Прим. ред.*

полного выхода за пределы притяжения Земли для посещения других небесных тел. Но существует более простой проект [21, 22], причем обладающий большими возможностями практического применения. Тело, движущееся по круговой орбите за пределами атмосферы, продолжало бы обращаться вокруг Земли бесконечно, если



Фиг. 120. Орбитальная и характеристическая скорости.

его скорость будет такова, что его центробежная сила точно уравновесит силу тяжести. Эту скорость называют орбитальной, или круговой, скоростью, причем она равна скорости выхода за пределы тяготения, умноженной на $\sqrt{\frac{1}{2}}$, то есть составляет около 5 *миль/сек* на поверхности Земли; изменение этой скорости в зависимости от высоты представлено на фиг. 120.

Хотя действительная орбитальная скорость уменьшается вместе с увеличением расстояния от Земли, энергия, необходимая для доставки тела на орбиту, возрастает. Эту общую энергию можно лучше всего представить в виде так называемой характеристической скорости, то есть скорости, которую потребовалось бы сообщить телу на

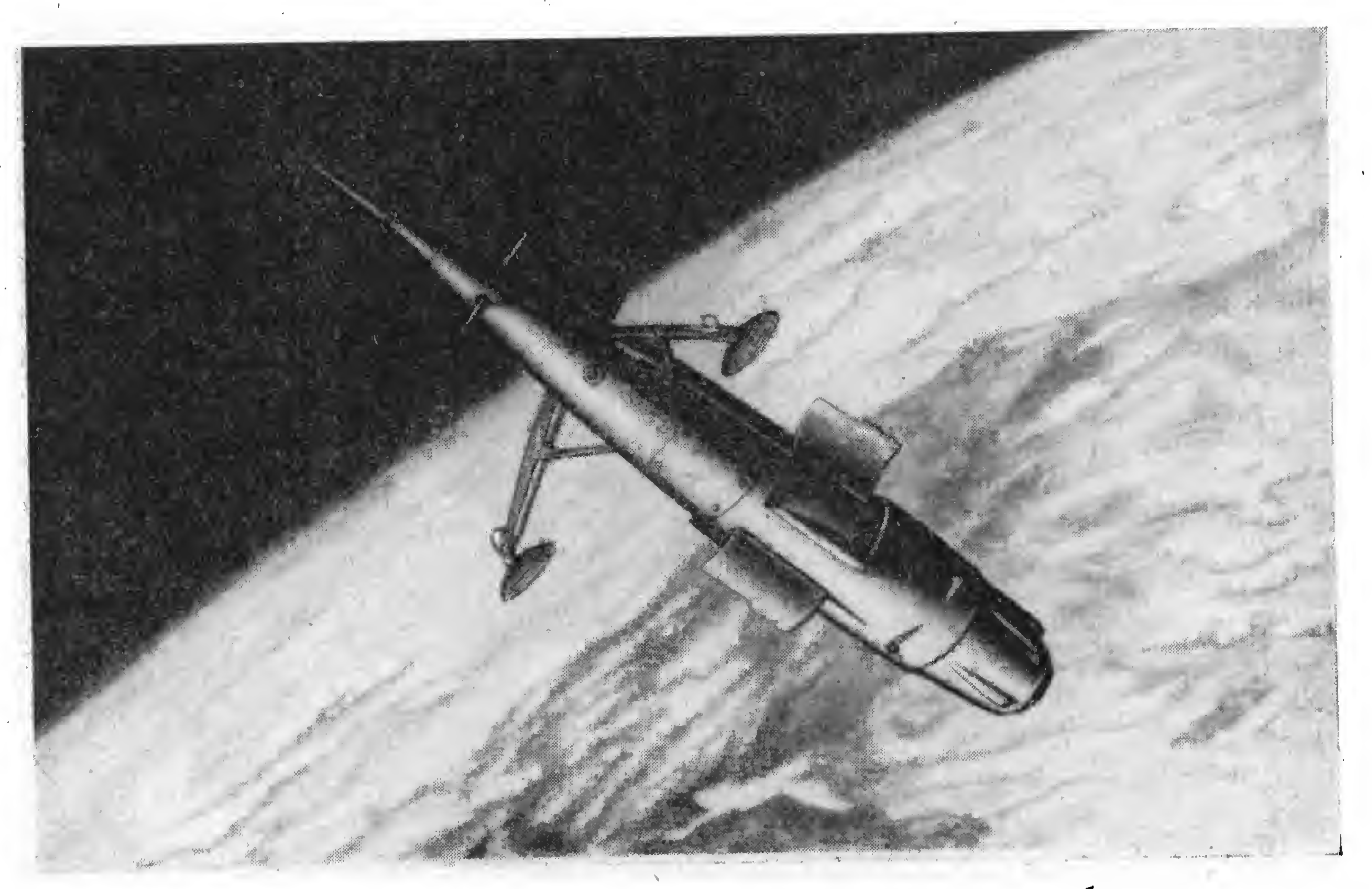
поверхности Земли, чтобы дать ему возможность попасть на орбиту без какого-либо дальнейшего расходования энергии; характер изменения этой скорости также графически представлен на фиг. 120. Можно видеть, что на высоте около 10 тыс. миль от поверхности Земли она будет равна скорости выхода за пределы тяготения, сообщаемой телу на поверхности Земли. Следовательно, легче будет построить именно такие «искусственные спутники», как их называют, обращающиеся на меньших чем 10 тыс. миль высотах, чем ракеты, способные выходить за пределы тяготения. На самом деле, чем ближе к поверхности Земли, тем легче будет решение проблемы, поскольку ракета будет находиться достаточно далеко за пределами атмосферы, чтобы не испытывать значительного торможения вследствие сопротивления воздуха; для решения большинства практических задач это расстояние не будет превышать нескольких сот километров.

Наиболее реальным представляется запуск ракет-спутников [1] с исследовательской аппаратурой [23]. В гл. XI было показано, что одним из главных недостатков высотных ракет является крайне непродолжительное время их полета. Многие экспериментальные исследовательские работы, как например измерение интенсивности потока космических лучей и изучение солнечной радиации, были бы гораздо более полезными, если бы проводились непрерывно, а не в течение нескольких минут с интервалами в несколько недель или месяцев. Так, например, ракета, несущая исследовательскую аппаратуру весом, допустим, 100 *фунт* и обращающаяся вокруг Земли на высоте около 500 миль, была бы исключительно полезной. Используя

---

[1] Как известно, 4 октября 1957 года в СССР произведен успешный запуск искусственного спутника Земли на высоту около 900 *км*. Спутник представлял собой шар диаметром 58 *см* и весом 83,6 *кг*; время его полного оборота составляло 1 час. 35 мин. На спутнике было установлено 2 передатчика, непрерывно посылающих радиосигналы. 3 ноября был произведен запуск второго советского искусственного спутника Земли весом 508,3 *кг* с различной исследовательской аппаратурой и подопытным животным. Время его полного оборота составляло около 1 часа 42 мин., наибольшая высота орбиты была равна 1700 *км*.

31 января 1958 года американцы запустили искусственный спутник весом около 18 фунтов. — *Прим. ред.*



Фиг. 121. Искусственный спутник Земли с исследовательскими приборами.

новые конструкционные материалы и топлива, которые должны быть разработаны в ближайшие 10 лет, вероятно, можно будет построить ракету общим весом около 20 *т*. По своим размерам она будет вдвое меньше ракеты А-4, а если учесть, что она позволит получить больше полезных сведений, чем могут дать тысячи высотных ракет, то оказывается, что постройка подобной ракеты представляется весьма рентабельной. Фиг. 121 показывает вид снабженной приборами ракеты-спутника в представлении художника.

Выше было сказано, что ракета, покидающая Землю, расходует большую часть энергии в непосредственной близости от Земли. Это подсказывает мысль о возможности разделения межпланетного путешествия на несколько этапов с использованием искусственных спутников в качестве баз для заправки топливом межпланетных кораблей с людьми [24], что позволило бы сократить начальный вес на величину не менее одного порядка. Присутствие людей на таких промежуточных «топливных базах», обращающихся на своих орбитах, вовсе не обязательно: их направляли бы с помощью системы дистанционного управления на соответствующую орбиту, и межпланетные корабли могли бы приставать к ним при взлете. Их местонахождение легко можно было бы определять радиолокатором.

Искусственные спутники, по всей вероятности, будут очень широко применяться в далеком будущем, когда межпланетные полеты станут реальностью и на межпланетных кораблях будут использоваться ядерные ионные ракетные двигатели. Так как ионный ракетный двигатель пригоден лишь для получения малых тяг, достаточных для обеспечения ускорения порядка не более 0,001 *g* или даже менее, то конструкция такой ракеты должна быть очень легкой, значительно легче, чем прочная конструкция для взлета с Земли. Это говорит о возможности использования двух видов межпланетного корабля: одного для сообщения между поверхностью планеты и искусственным спутником и второго для сообщения между искусственными спутниками. Первый имел бы весьма жесткую конструкцию, способную выдерживать ускорение порядка 2—3 *g*, необходимое для отрыва от поверхности планеты,

и использовал бы для создания тяги либо обычные топлива, либо ядерное топливо с нагревом рабочего тела. Межпланетный корабль для связи между орбитами спутников имел бы сильно облегченную конструкцию. Так как его двигательная установка могла бы создать лишь малую тягу, то он удалялся бы от искусственного спутника с весьма медленно нарастающим ускорением, двигаясь по непрерывно расширяющейся спирали до тех пор, пока не достигал бы скорости выхода из пределов местного тяготения. Так как расход топлива ионного ракетного двигателя был бы чрезвычайно малым, то двигателем можно было бы пользоваться на протяжении всего полета. В этом отношении такой межпланетный корабль радикально отличался бы от корабля с химическим ракетным двигателем, который использовал бы высокую тягу лишь в короткие отрезки времени в целях экономии топлива.

Помимо чисто романтической привлекательности, межпланетные полеты привлекают ученых и инженеров потому, что связанные с ними проблемы многочисленны и крайне трудно разрешимы. Проблемы создания двигателей и конструкции ракет были исследованы довольно подробно, однако существует еще много других нерешенных вопросов, затрагивающих все области науки и техники. На первых искусственных спутниках с исследовательскими приборами главной проблемой будет источник питания для телеметрической системы. Аккумуляторных батарей, поднятых спутником, хватило бы лишь на несколько суток работы, после чего существование спутника потеряло бы всякий смысл. Лучше всего было бы использовать внешний источник энергии — Солнце. За пределами земной атмосферы лучистая энергия Солнца эквивалентна примерно 1020 *вт/кв.фут*. Последним достижением техники является генерирующий фотоэлемент [25], использующий кремний в качестве полупроводника. Каждый квадратный сантиметр элемента будет давать ток силой 44 *ма* и напряжением 0,5 *в* под прямыми лучами солнца на уровне земли. К. п. д. такого элемента равен сейчас 11%, но, судя по сообщениям печати, его можно будет довести до 22%. Даже на настоящем уровне своего развития эти элементы обладают значи-

тельно лучшей рабочей характеристикой, чем обычные фотоэлементы и преобразователи мощности с термопарами.

Общей опасностью для межпланетных ракет с людьми и без людей является возможность повреждения их метеорами. Исследования последних лет, проводившиеся с применением радиолокации для наблюдения за звездными дождями, позволили уточнить размеры этой опасности. На основе данных, которыми мы сейчас располагаем, можно утверждать, что хотя возможность встречи с метеором, способным причинить повреждение, бесспорно, существует, эту опасность можно не принимать в расчет, если только период нахождения за пределами атмосферы не будет исчисляться многими годами [26]. Метеоры в подавляющем большинстве немногим больше частиц пыли, поэтому не нужно думать, что всякая встреча с метеором обязательно должна будет иметь катастрофические последствия.

Первостепенное значение при межпланетном полете ракеты с людьми имеет реакция людей на условия в межпланетном пространстве [27—30]. В этой области еще предстоит большая исследовательская работа, ибо существуют серьезные разногласия по поводу влияния космических лучей, если таковые имеют место [31, 32], и явления невесомости [33, 34]. Последнее представляет особый интерес, так как его нельзя воспроизвести в лабораторных условиях. Полагают, что наиболее вероятным отрицательным результатом явилось бы нарушение чувства равновесия, так как его создает в значительной мере сила тяжести; однако, чтобы достигнуть этих условий, приходится ждать, когда ракеты начнут подниматься достаточно далеко за пределы атмосферы. В настоящее время скоростные реактивные истребители могут на предельных высотах создать условия, близко приближающиеся к свободному падению в течение примерно полминуты. Согласно предварительным данным, при этом происходит известная потеря равновесия, но пилот вскоре приспосабливается к новым условиям.

Эти и многие другие проблемы надо еще подробно исследовать, однако с полной уверенностью можно сказать, что современные достижения в таких областях, как ракет-

ные двигатели, управляемые снаряды и ядерная энергия заложили прочную основу для осуществления межпланетного полета.

Ракетная техника еще только начинает развиваться и, несомненно, приобретет гораздо более важное значение в течение ближайших двух десятков лет, по мере того как все возрастающие скорости полета как военных самолетов, так и реактивных снарядов будут требовать всебольшей тяги, меньшего веса и повышенной прочности конструкции. Вполне возможно, что принципиально новый подход к решению этих проблем, например применение ядерной энергии в ракетных двигателях или стабилизация атомарного водорода, приведет к тому, что через два десятка лет реактивный снаряд будет настолько же отличаться от современного снаряда, насколько сейчас реактивный пассажирский самолет Де Хэвилленд «Комета» отличается от биплана братьев Райт.

ЛИТЕРАТУРА

Хотя было опубликовано свыше 150 книг по вопросам ракетной техники и применения ракет, в большинстве своем они представляют в настоящее время только исторический интерес. Раздел библиографии «А» состоит из аннотированного перечня наиболее важных книг. Рецензии на вновь выходящие книги можно найти в журналах, перечисленных в разделе библиографии «Б».

С конца 20-х годов текущего столетия начал издаваться целый ряд журналов. Многие из них размножались ротаторным способом, а многие прекратили свое существование уже через несколько номеров. Большинство из этих журналов также представляет сейчас только историческую ценность. Единственные издаваемые в настоящее время журналы, которые регулярно печатают статьи, имеющие технический интерес, перечислены в разделе библиографии «Б».

Вероятно, наибольшее количество сведений можно найти в докладах, брошюрах и периодических изданиях. Наиболее важные из них указаны в разделе «В». За более подробными справками по этой литературе рекомендуем обратиться к журналам, перечисленным в разделе «Б».

Многие из указанных источников, как книг, так и периодических изданий, трудно достать. Одно из наиболее полных собраний принадлежит Британскому межпланетному обществу. Общество имеет справочную библиотеку, в которой есть очень много книг по ракетной технике, межпланетным полетам и смежным с ними вопросам вместе с полными комплектами большинства освещающих эти вопросы журналов. Кроме того, там имеется библиотечный абонемент с большим фондом как книг, так и периодической литературы. Библиотекой могут пользоваться только члены общества. За более подробными сведениями обращаться в секретариат Британского межпланетного общества, Лондон, Бессборо Гарденс, 12.

Раздел А[1]

Работы общего характера

1. Koelle H. H. and Kaeppeler H. J., Literature-Index of Astronautics, Walter Pustet, Tittmoning, 1954, 100 p.
Исчерпывающая библиография по вопросам ракетных двигателей и реактивных снарядов, а также астронавтики.

Глава I

2. Goddard R. H., Rockets, American Rocket Society, New York, 1946, 119 p.
Содержит две классические статьи Годдарда, опубликованные в 1919 и 1936 годах. Представляет лишь исторический интерес.
3. Ley W., Rockets, Missiles and Space Travel, Chapman and Hall, London, 2nd edition, 1951, 436 p.
Вполне удовлетворительное введение в ракетную технику, особенно ценное по своему отлично изложенному историческому материалу.

Глава II

4. Wimpress R. N., International Ballistics of Solid-Fuel Rockets, McGraw-Hill, New York, Toronto and London, 1950, 214 p.
Касается главным образом применения нитроглицериновых порохов для реактивных двигателей с коротким временем работы. Содержит также много общих сведений о соплах, воспламенителях, испытаниях и т. п.

Глава III

5. Esnault-Pelterie R., L'Astronautique, A. Lahure, Paris, 1930, 247 p.
Весьма полный обзор теории ракетных двигателей и проблем межпланетного полета. Многие сведения устарели, но аналогичной современной работы пока еще не появилось.
6. Esnault-Pelterie R., L'Astronautique-Complément, Chaix, Paris, 1935, 101 p.
См. библиографическую ссылку 5.
7. Hottel H. C., Williams G. C. and Satterfield C. N., Thermodynamic Charts for Combustion Processes, Wiley, New York, Chapman and Hall, London, 1950, 2 vols. 100 p.
8. Stemmer J. A., Raketenantriebe, Scweizer Druck und Verlaghaus, Zurich, 1952, 523 p.
Весьма обширный материал о ракетном двигателе и его применении, ракетных снарядах, самолетах и межпланетном полете. К сожалению, не имеет предметного указателя.
9. Sutton G. P., Rocket-Propulsion Elements, Wiley, New York, Chapman and Hall, London, 1949, 294 p.
Единственная книга, когда-либо опубликованная по вопросу о проектировании жидкостных ракетных двигателей. Превосходна во всех отношениях.

---

[1] Литература, добавленная автором ко второму изданию книги, приводится в конце этого списка. — *Прим. ред.*

Глава IV

См. ссылки 5, 6, 8 и 9.

10. Goddard R. H., Rocket Development, Prentice-Hall, New York, 1948, 291 p.
Выдержки из записных книжек Годдарда за 1929—1941 годы. Недостаточно иллюстрирована и поэтому в отдельных местах трудна для понимания, но интересна тем, что показывает обширный объем предпринятой Годдардом работы.
11. Sänger E., Raketenflugtechnik, Oldenbourg, Munich and Berlin, 1933 (Lithoprinted Edwards Ann Arbor, 1945), 222 p.
Посвящена в равной мере теории ракетного двигателя и сверхзвуковому полету. Представляет главным образом исторический интерес.

Глава V

См. ссылки 5—8, 10 и 11.

Глава VI

См. ссылку 9.

Глава VII

См. ссылки 8 и 11.

Глава VIII

См. ссылки 3 и 8.

12. Gatland K. W., Development of the Guided Missile, Iliffe, London, 2 nd edition, 1954, 292 p.
Превосходный обзор истории развития управляемых снарядов с упором на общие проблемы. Рассматриваются снаряды не только с ракетными двигателями, но и с двигателями других типов.
13. Weyl A. R., Guided Missiles, Temple Press, London, 1949, 139 p.
Популярный обзор нетехнического характера, содержащий интересный исторический материал.

Глава IX

См. ссылки 8 и 12.

14. Rosser J. B., Newton R. R. and Gross G. L., Mathematical Theory of Rocket Flight, McGraw-Hill, New York and London, 1947, 276 p.
Касается только полета небольших неуправляемых ракет с двигателями на твердом топливе, однако исчерпывающе освещает эти вопросы.

Глава X

См. ссылки 8 и 12.

15. Dornberger W., V2, Hurst and Blackett, London, 1954, 264 p.
Популярно изложенная история ракеты Фау-2; содержит мало технических подробностей, но дает очень интересную картину технических и политических проблем, с которыми приходится сталкиваться при разработке ракет.
16. Kooy J. M. J. and Uytenbogaart J. W. H., Ballistics of the Future, McGraw-Hill, New York and London, 1946, 472 p.

Касается главным образом методов вычисления траекторий полета больших ракет и по освещению этого вопроса является превосходной. Раздел по термодинамике написан слабо, а отдельные элементы Фау-1 и Фау-2 описаны недостаточно подробно.

Глава XI

См. ссылки 8 и 12.

17. Newell H. E., High Altitude Rocket Research, Academic Press, New York, 1953, 298 p.
Исчерпывающий обзор методов, применяемых американцами при исследовании верхних слоев атмосферы, и полученных результатов.
18. Boyd R. L. F. and Seaton M. J., Rocket Exploration of the Upper Atmosphere, Pergamon Press, London, 1954, 378 p.
Содержит доклады, сделанные на состоявшейся в Оксфорде в августе 1953 года конференции по исследованию верхних слоев атмосферы.
19. Burgess E., Frontier to Space, Chapman and Hall, London, 1955, 174 p.
Вполне удовлетворительный популярный обзор методов исследования верхних слоев атмосферы.
20. Rosen M. W., The Viking Rocket Story, Harper, New York, 1955, 242 p.
Нетехнический, но весьма интересный обзор проблем, с которыми приходится сталкиваться при разработке крупных ракет.

Глава XII

См. ссылки 9 и 11.

Глава XIV

См. ссылки 3, 5, 6, 8, 12 и 16.

21. Clarke A. C., Interplanetary Flight, Temple Press, London, 1950, 164 p.
Лучшая современная работа общего характера по астронавтике.
22. Gatland K. W. and Kunesch A. M., Space Travel, Allan Wingate, London, 1953, 205 p.
Превосходный общий обзор без особых технических подробностей.
23. Hohmann W., Die Erreichbarkeit der Himmelskörper, Oldenbourg, Munich and Berlin, 1925 (Reprinted 1952), 88 p.
Единственная работа, касающаяся исключительно вычисления траекторий полета в межпланетном пространстве.
24. Oberth H., Wege zur Raumschiffahrt, Oldenbourg, Munich and Berlin, 1929 (Lithoprinted Edwards, Ann Arbor, 1945), 423 p.
Одна из первых и наиболее важных работ по астронавтике. До сих пор представляет собой ценное руководство.

Раздел Б

1. *Astronautica Acta*, Official Journal of the International Astronautical Federation.

2. *Jet Propulsion, Journal of the American Rocket Society.*
3. *Journal of the British Interplanetary Society.*
4. *Weltraumfahrt,* Gesellschaft für Weltraumforschung, Stuttgart, Germany.
5. *Proceedings of the International Congress on Astronautics,* Выходил под разными названиями:
   1951. *The Artifical Satellite,* The British Interplanetary Society, London.
   1952. *Probleme aus der Astronautischen Grundlagenforschung,* Gesellschaft fur Weltraumforschung, Stuttgart.
   1953. *Space-Flight Problems,* Laubscher, Biel-Bienne, Switzerland.
   1954. *Bericht über den V Internationalen Astronautischen Kongress,* Springer, Vienna.

Раздел В

Глава I

1. Davis T. L.. Early Chinese Rockets, *Technology Rev.,* **51,** Dec. 1948, p. 101, 102.
2. Dornberger W. R., European Rocketry after World War I, *J. Brit. Interplanet. Soc.,* **13,** Sept. 1954, p. 245—262.
3. Goddard R. H., Liquid-Propellant Rocket Development, *Smithsonian Misc. Collections,* **95** (3)., March 16, 1936.
4. Crocco L., Instruction and Research in Jet Propulsion, *J. Amer. Rocket Soc.,* (80), March 1950, p. 32—43.
5. Ehricke W. H. J., The, Peenemünde Rocket Center, Pts. I—IV, *Rocketscience,* **4** (1), March 1950, p. 17—22; June 1950, p. 31—34; Sept. 1950, p. 57—63; Dec. 1950, p. 81—88.
6. Riedel W. H. J., A Chapter in Rocket History (In German), *Weltraumfahrt,* **4,** July 1953, p. 86—90. Also in English in *J. Brit. Interplanet. Soc.,* **13,** July 1954, p. 208—212.
7. Simard R., Hydrogen Peroxide as a Source of Power, *Engineering J.,* **31,** April 1948, p. 219—225.
8. «Research and Development at the Jet Propulsion Laboratory, Galcit», *Jet Propulsion Laboratory, Galcit, California Institute of Technology,* June 22, 1946. Reprinted *J. Brit. Interplanet. Soc.,* **6,** Sept. 1946, p. 34—61.
9. Coughlin W. J., Aerojet Plays Major Role in Rockets, *Aviation Week,* **60** (7), Feb. 15, 1954, p. 38, 39, 41, 42, 46.
10. Crow A. D., The Rocket as a Weapon of War in the British Forces, *Proc. Instn. Mechanical Engineers,* **158,** 1948, p. 15—21.

Глава II

1. Geckler R. D., The Mechanism of Combustion of Solid Propellants, *Selected Combustion Problems,* Butterworth, London, 1954, p. 289—339.
2. Gibson R. E. at al., Symposium on the Kinetics of Propellants, *J. Physical and Colloid Chemistry,* **54,** June 1950, p. 854—954.
3. Bernd R., The Construction and Use of Solid Propellant Rocket

Motors, (In German), *Z. Vereines deutscher Ingenieure*, **95**, Jan. 1, 1953, p. 12—16.
4. Newman R. S., Solid Propellant Rocket Design, *Aero Digest*, 71 (1), July 1955, p. 40, 42, 44, 48, 50, 52.
5. Frazer J. H. and Hicks B. L., Thermal Theory of Ignition of Solid Propellants, *J. Physical and Colloid Chemistry*, **54**, June 1950, p. 872—876.
6. Bonner L. G., Metal Parts for Solid Propellant Rockets, *J. Amer. Rocket Soc.*, (76), March 1949, p. 9—15.
7. Stanly A. L., Some Statistical Considerations of the Jet Alignment of Rocket-Powered Vehicles, *J. Amer. Rocket Soc.*, (83), Dec. 1950, p. 155—168.
8. Rogers W. L., Designing a Jato Engine, *Machine Design*, **23**, Jan. 1951, p. 102—106.

Глава III

1. «Evaluate Notromethane for Rockets», *Aviation Week*, **50** (20), May 16, 1949, p. 27, 28, 30, 33, 37.
2. Gunn S. V., The Effects of Several Variables upon the Ignition Lag of Hypergolic Fuels Oxidised by Nitric Acid, *J. Amer. Rocket Soc.*, **22**, Jan.-Feb. 1952, p. 33—38.
3. Boedewadt U. T. and Engel R., Notes on Combustion Calculations (In French), Recherche Aéronautique, (26), March — April 1952, p. 19—30.
4. Huff V. N. and Morrell V. E., General Method for Computation of Equilibrium Composition and Temperature of Chemical Reactions, *N. A. C. A. Tech. Note 2113*, June 1950.
5. Osborne F. E., High-Temperature Propellant Reactions, *Aircraft Engineering*, **24**, May 1952, p. 134—137.
6. Osborne F. E., High-Temperature Thermodynamic Processes, *Aircraft Engineering*, **24**, Oct. 1952, p. 294—297.
7. Penner S. S., Thermodynamics and Chemical Kinetics of One-Dimensional Non-viscous Flow through a Laval Nozzle, *J. Chemical Physics*, **12**, July 1951, p. 877—881.
8. Reichert H., High-Temperature Combustion, *Aircraft Engineering*, **25**, July 1953, p. 198, 199, 212.
9. Sale B. and Marcadet J., Combustion Temperatures and Gas Composition, *Jet Propulsion*, **25**, March 1955, p. 105—118.
10. Altman D. and Penner S. S., Chemical Reaction During Adiabatic Flow Through a Rocket Nozzle, *J. Chemical Physics*, **17**, Jan. 1949, p. 56—61.
11. Engel R. and Boedewadt T., The Influence of Reassociation on the Performance of Rocket Motors (In French), *Recherche Aéronautique*, (18), Nov. — Dec. 1950, p. 23—33.
12. Penner S. S., Maintenance of Near Equilibrium During Isentropic Expansions Through a Nozzle, *J. Amer. Chemical Soc.*, **71**, March 1949, p. 788—791.
13. Gartmann H., Rocket Propellants, *Interavia*, **5**, Oct. 1950, p. 527—529.
14. Penner S. S., Quantitative Evaluation of Rocket Propellants, *Amer. J. Physics*, **20**, Jan. 1952, p. 26—31.

15. Lorrell J. and Hibbs A., The Effect of Variation of Propellant Density on Rocket Performance, *Calif. Inst. Tech. Jet Prop. Lab. Report,* № 20—66, July 1952.
16. Busemann A., Rockets Using Liquid Oxygen, *N. A. C. A. Tech. Memo,* № 1144, April 1947.
17. Murray R. C. and White J. M. F., Liquid Oxygen as an Oxidant for Rocket Propulsion, *Aeronautical Research Council R. and M.,* № 2367, March 1947.
18. Simpson G. E., Handling of Liquid Oxygen, *J. Amer. Rocket Soc.,* (80), March 1950, p. 18—23.
19. Allen S., Liquid Oxygen as a Rocket Propellant, *J. Brit. Interplanet. Soc.,* 14, May—June 1955, p. 165—168.
20. Hutcheon I. C. and Green S. W., Calculated Data for the Combustion with Liquid Oxygen of Water-Diluted Alcohols and Paraffin in Rocket Motors, *Aeronautical Research Council R. and M.,* № 2572, Oct. 1947.
21. Beeton A. B. P., An Approximate Method for Estimating the Performance of Oxygen-Oil Rockets, *Aeronautical Research Council R. and M.,* № 2389, 1950.
22. Ritter von Stein M., Diagrams of the Entropy, Enthalpy and Composition of Oil-Oxygen Combustion Gases and Their Application to the Rocket Motor, *U. S. Dept. Commerce, Office Technical Services Rept.,* PB 27738, May 1946.
23. «Hydrogen Peroxide, Physical Properties Data Book», *Becco Sales Corp.,* April 1, 1949.
24. Bloom R., Davis N. S. and Levine S. D., Hidrogen Peroxide as a Propellant *J. Amer. Rocket Soc.,* (80), March 1950, p. 3—17.
25. Davis N. S. and Keefe J. H., Equipment for Use with High-Strength Hydrogen Peroxide, *J. Amer. Rocket Soc.,* 22, March—April 1952, p. 63—69.
26. Slater V. W. and Wood W. S., High-Strength Hydrogen Peroxide for Rocket Propulsion, *J. Brit. Interplanet Soc.,* 7, July 1948, p. 137—154.
27. Cleaver A. V., Using Hydrogen Peroxide, *J. Brit. Interplanet. Soc.,* 14, May—June 1955, p. 159—164.
28. Ross D. H., Nitrogen Tetroxide as an Oxidiser in Rocket Propulsion, *J. Amer. Rocket Soc.,* (80), March 1950, p. 24—31.
29. Kaplan N. and Andras R. J., Corrosion of Metals in Red Fuming Nitric Acid and in Mixed Acid, *Industrial and Engineering Chemistry,* 40, Oct. 1948, p. 1946, 1947.
30. Terlizzi P. M. and Lenehan A. E., Evaluation of Plastics for Liquid-Propellant Rocket Applications, *Modern Plastics,* 30, Feb. 1953, p. 140, 142, 144, 146, 223.

Глава IV

1. Baxter A. D., Combustion in the Rocket Motor, *J. Brit. Interplanet. Soc.,* 10, May 1951, p. 123—138.
2. Humphries J., The Design of Rocket Motors, *J. Brit. Interplanet. Soc.,* 8, May 1949, p. 93—114.

3. Baxter A. D., Combustion Chambers for Rocket Engines, *J. Brit. Interplanet. Soc.*, **15**, May—June 1956, p. 146—163.
4. Slyh J. A. et al., Refractory Oxides as Liners for Combustion Chambers of Rocket Motors, *U. S. Dept. Commerce Office Technical Services Repts.*, PBL 79496, Feb. 1947 and PBL 79499, March 1947.
5. Slyh J. A. et al., Carbon or Graphite as a Liner for Combustion Chambers of Rocket Motors, U. S. Dept. Commerce Office Technical Services Repts., PBL 79494, Jan. 1947; PBL 79495, Feb. 1947; PBL 79498, March 1947; PBL 79500, April 1947.
6. Ellion M. E., New Technique for Obtaining Heat-Transfer Parameters of the Wall and Combustion Gas in a Rocket Motor, *Trans. Amer. Soc. Mechanical Engineers*, **73**, Feb. 1951, p. 109—114.
7. Ziebland H., Heat Transfer Problems in Rocket Motors, *J. Brit. Interplanet Soc.*, **14**, Sept.—Oct. 1955, p. 284—264.
8. Gordon R., Heat-Transfer Problems in Liquid-Propellant Rocket Motors, *J. Amer. Rocket Soc.*, (81), June 1950, p. 65—78.
9. Selwood J. L. B., Some Observations on the Problems of Rocket-Motor Cooling Design, *J. Amer. Rocket Soc.*, (76), March 1949, p. 16—26.
10. Ziebland H., A Review of the Current Techniques of Protecting and Cooling Rocket Motor Walls, *J. Brit. Interplanet. Soc.*, **13**, May 1954, p. 129—141.
11. Boden R. H., Heat Transfer in Rocket Motors and the Application of Film and Sweat Cooling, *Trans. Amer. Soc. Mechanical Engineers*, **73**, May 1951, p. 385—390.
12. Knuth E. L., The Mechanics of Film Cooling, *Jet Propulsion*, **24**, Nov. — Dec. 1954, p. 359—365; **25**, Jan. 1955, p. 16—25.
13. Chapman R. M., Materials for Bi-Fuel Rockets, *B. I. O. S. Item*, № 4, *Final Rept.* 556, *N. M. S. O.*, Dec. 1947.
14. Mebus H. G., Materials for Rocket Combustion Chambers, *Interavia*, **8**, May 1953, p. 266, 267.
15. Crocco L., Combustion Instability in Rocket Motors, *AGARD Publication AG5/P2*, Dec. 1952, p. 32—53.
16. Ross C. C., Principles of Rocket Turbo-Pump Design, *J. Amer. Rocket Soc.*, (84), March 1951, p. 21—33, Also *Aero Digest*, **69** (3), Sept. 1954, p. 70, 72, 74, 76, 78, 80—84, 86—88.
17. Barske U. M., High Pressure Pumps, *Engineer*, **195**, April 17, 1953, p. 550—553.
18. Stehling K. R. and Diamond P. M., Flow Controls, *J. Amer. Rocket Soc.*, **23**, May — June 1953, p. 178—183, 185.

Глава V

1. Thatcher A. G., The Turborocket-Propellant Feed System, *J. Amer. Rocket Soc.*, (82), Sept. 1950, p. 126—138.
2. «De Havilland Sprite Assisted Take-off Rocket», *The De Havilland Engine Co. Ltd.*, July 1950, 19 p.
3. Hurden D., The Development of the Armstrong Siddeley «Snarler» Rocket Motor, *J. Brit. Interplanet. Soc.*, **14**, July — Aug. 1955, p. 215—229.

4. «Armstrong Siddeley Snarler», *Flight*, 66, Aug. 6, 1954, p. 176—180.
5. Baxter A. D., Aircraft Rocket Motors, *Aircraft Engineering*, **19**, Aug. 1947, p. 249—257.

Глава VI

1. Hurden D., Rocket Motor Testing, *J. Brit. Interplanet. Soc.*, **12**, May 1953, p. 101—113.
2. Youngquist R., Liquid Rocket Motor Testing, *J. Amer. Rocket Soc.*, (72), Dec. 1947, p. 45—55.
3. Zumpe H. F., The Testing of Rocket Motors, *J. Brit. Interplanet. Soc.*, **9**, May 1950, p. 108—130.
4. Abramson B. N., Brandwein D. S. and Menes H. C., The 350 000 pound Thrust Rocket Test Stand at Lake Denmark, N. J., *Jet Propulsion*, **24**, Sept. — Oct. 1954, p. 291—296.
5. «New Methods Developed for Evaluating Rocket Motors», *Aviation Week*, **47** (13), Sept. 29, 1947, p. 20—22.
6. Cartotto E., Instrumentation for Rocket Testing, *Instruments*, **26**, April 1953, p. 585—587.
7. Venn J., The Instrumentation of Rocket Motor Test Beds, *J. Brit. Interplanet. Soc.*, 12, *Sept.* 1953, p. 213—225.
8. Jones H. B., Recording Instruments in Rocket and Jet Engine Testing, *J. Amer. Rocket Soc.*, **23**, May — June 1953, p. 146—149.
9. Bierlein J. A. and Scheller K., Methods of Measuring Thrust, *J. Amer. Rocket Soc.*, **23**, May — June 1953, p. 128—132.
10. Cartmann H., Measurement of Thrust and Movement on a Small Rocket (In German), *Weltraumfahrt*, **2**, Feb. 1951, p. 11—16.
11. Li Y. T., Dynamic Pressure Measuring System for Jet Propulsion Research, *J. Amer. Rocket Soc.*, **23**, May — June 1953, p. 124—127, 145.
12. Alman J., Pressure Recorder for Rocket Motor Studies, *Electronics*, **26**, May 1953, p. 146, 147.
13. Grey J. and Liu F. F., Methods of Flow Measurement, *J. Amer. Rocket Soc.*, **23**, May — June 1953, p. 133—140.
14. Fiock E. F. and Dahl A. I., The Measurement of Gas Temperature by Immersion-type Instruments, *J. Amer. Rocket Soc.*, **23**, May — June 1953, p. 155—164.
15. Dyne P. J. and Penner S. S., Optical Methods for the Determination of Combustion Temperatures, *J. Amer. Rocket Soc.*, **23**, May — June 1953, p. 165—169.
16. Bredt I., On a Spectroscopic Method of Measuring the Velocity and Temperature of a Fast-Moving High Temperature Gas, (In French), *Comptes Rendus*, **228**, June 20, 1953, p. 1927—1929.
17. Berman K. and Scharres E. H., Photographic Techniques in Jet Propulsion Studies, *J. Amer. Rocket Soc.*, **23**, May — June 1953, p. 170—173.
18. Beal J. L. and Grey J. T., Sampling and Analysis Combustion Gases, *J. Amer. Rocket Soc.*, **23**, May — June 1953, p. 174—177.
19. Erbe P. E., Grey J. T. and Beal J. L., Study of the Use of a Cooled Probe for Sampling Hot Combustion Gas as a Means

for Determining Heat Release, *Squid Tech. Memo*, № Cal-8, Sept. 1, 1948.
20. Broatch J. D., An Apparatus for the Measurement of Ignition Delays of Self-Igniting Fuels, *Fuel*, **23**, May 1950, p. 106—109.
21. «Microrocket», *Mechanical Engineering*, **72**, Oct. 1950, p. 816, 817.
22. Barrère M., The Use of Microrockets for the Study of Propellants (In French), Recherche Aéronautique, (21), May — June 1951, p. 25—33.

Глава VII

1. Gardner G. W. H., Guided Missiles, *Chartered Mechanical Engineer*, **2**, Jan. 1955, p. 5—22.
2. Frye W. E., On the Accuracy of the Long-Range Ballistic Rocket, *J. Applied Physics*, **22**, May 1951, p. 585—589.
3. «Principles of Missile Guidance Systems», *Aero Digest*, **63** (5) Nov. 1951, p. 88, 90, 92, 94, 96, 98—103.
4. Romick D. C. and Lainier H. F., Guidance Problems, *Aero Digest*, **61** (1), July 1954, p. 86, 88, 90, 92, 94.
5. Perret E., Roth E., Sänger R. and Voellmy H. R., Trajectories of Pilot-Beam Rockets with Gas Flow Control (In German), *Z. angewandte Mathematik und Physik*, **3**, July 15, 1952, p. 241—258.
6. Tsien H. S., Adamson T. C. and Knuth E. L., Automatic Navigation of a Long-Range Rocket Vehicle, *J. Amer. Rocket Soc.*, **22**, July — Aug. 1952, p. 192—199.
7. «Inertial Navigation System», *Tele-Tech.*, **53**, Dec. 1952.
8. Pernazza P., Missile Guidance by Stars (In Italian), *Rivista Aeronautica*, **28**, June 1952, p. 503—515.
9. Anderton D. A., Project Tuphoon Aids Missile Designers, *Aviation Week*, **53** (5), Dec. 18, 1952, p. 40—42.
10. «Super Simulator», *Aeronautics*, **31**, Dec. 1954, p. 75.

Глава VIII

1. Bonney E. A., Aerodynamic Principles, *Aero Digest*, **69** (1), July 1954, p. 61, 62, 64.
2. Fisher W. W. and Norris R. H., Supersonic Convective Heat Transfer Correlation from Skin-Temperature Measurements on a V2 Rocket in Flight, *Trans. Amer. Soc. Mechanical Engineers*. **71**, July 1949, p. 457—469.
3. Klunker E. B. and McLean F. E., Laminar Friction and Heat Transfer at Mach Numbers from 1 to 10, *N. A. C. A. Tech. Note*, № 2499, Oct. 1951.
4. Nonweiler T., Problems of Missiles Entering the Atmosphere. *J. Brit. Interplanet. Soc.*, **10**, Jan. 1951, p. 26—35.
5. Nonweiler T., Aerodynamic Heating at High Speeds, *J. Brit. Interplanet. Soc.*, **10**, July 1951, p. 160—176.
6. Stalder J. R. and Jukoff D., Heat Transfer to Bodies Travelling at High Speed in the Upper Atmosphere, *J. Aeronautical Sciences*, **15**, July 1948, p. 381—391. Also as *N. A. C. A. Tech. Note*, № 1682, Aug. 1948.
7 Bradfield W. S. and Ballinger J. G., A Comparison of Heat Transfer Characteristics of Three Aerodynamic Shapes for

Re-entering the Earth's Atmosphere at Mach 12, *J. Brit. Interplanet. Soc.*, **14**, July — Aug. 1955, p. 185—203.

Глава IX

1. «Swiss Show Anti-Aircraft Guided Missile System», *Aviation Week*, **55** (12), Sept. 17, 1951, p. 18.
2. «Swiss Guided Missile», *Flight*, **67**, Jan. 1955, p. 7—9.
3. «Guided Anti-Aircraft Missiles», *Interavia*, 6, Oct. 1951, p. 554, 555.
4. Porter H. H., Guided Missiles: Comments on Surface-based Anti-aircraft Missiles, *Aeronautical Engineering Rev.*, **12** (7), July 1953, p. 24—29.
5. Burgess E., German Guided and Rocket Missiles, Pt. IV, *Enginner*, **184**, Oct. 24, 1947, p. 381—383.
6. Reichel R. H., The «Wasserfall» Remote-controlled A/A Missile, *Interavia*, **6**, Oct. 1951, p. 569—574.
7. Burgess E., German Guided Rocket Missiles, Pt. V, *Engineer*, **184**, Sept. 1949, p. 407—409.
8. Burgess E., German Guided and Rocket Missiles, Pt. III, *Engineer*, **184**, Oct. 17, 1947, p. 356—358.
9. Gartmann H., X4 — Germany's Smallest Liquid Rocket, *Interavia*, **4**, Sept. 1949, p. 553—555.
10. Patton F. E., The German Guided Missile X-4, *U. S. A. F. Summary Rept.*, № F-SU-2131-ND, June 1947.
11. Burgess E., German Guided and Rocket Missiles, Pt. II, *Engineer*, **184**, Oct. 10, 1947, p. 332—333.
12. Burgess E., German Guided and Rocket Missiles, Pt. I, *Engineer*, **184**, Oct. 3, 1947, p. 308—310.

Глава X

1. Blanc M. P., The Calculation of Step-Rockets (In French), *Mémorial Artillerie Française*, **26**, 1952, p. 705—734.
2. Vertregt M., Calculation of Step-Rockets, *J. Brit Interplanet. Soc.*, **14**, Jan.-Feb. 1955, p. 20—25.
3. Perring A., A Critical Review of Long-range Rocket Development, W. G., *J. Royal Aeronautical Soc.*, **50**, July 1946, p. 583—525.
4. Blanc M. P., Principles of the Exterior Ballistics of the V2 Type of Missile (In French), *Memorial Artillerie Française*, **23**, 1949, p. 311—385.
5. Zurmuhl R., V2 Ballistics (In German), *F. I. A. T. Rev. of German Science, 1939—1946*, Pt. V., *Applied Mathematics*, 1948, p. 177—186.
6. Carroll J. M., How Electronics Controls Guided Missiles, *Electronics*, **26** (7), July 1953, p. 130—136.
7. Christiansen H. M., Rocket Electronics (In German), *Das Elektron*, **5**, Jan. 1951, p. 21—28.
8. Siegel G., The Guidance of Rockets (In German), *Z. Vereines deutscher Ingenieure*, **94**, Dec. 21, 1952, p. 1193, 1194.
9. Moore T. M., German Missile Accelerometers, *Electrical Engineering*, **68**, Nov. 1949, p. 996—999.
10. Gatland K. W., Expendable Rockets, *J. Brit. Interplanet. Soc.*, **7**, July 1948, p. 160—169.

Глава XI

1. Delsasso L. A., de Bey L. G. and Reuyl D., Full-scale Free-flight Ballistic Measurements of Guided Missiles, *J. Aeronautical Sciences*, **15**, Oct. 1948, p. 605—615.
2. Shrader W. A., Pilotless Aircraft Research, *Aeronautical Engineering Rev.*, **10** (107), Oct. 1948, p. 24—29.
3. Shortal J. A., The N. A. C. A. 's Role in Guided-Missile Research, *Aircraft Engineering*, **25**, April 1953, p. 96—100.
4. Cobb H. M., Motion Pictures in the Guided-Missile Programme, *J. Soc. Motion Picture Engineers*, **53**, Nov. 1949, p. 431—439.
5. Reuyl D., Optical Instrumentation for Guided Missiles, *Sky and Telescope*, Oct. 1949, p. 299—301.
6. «Telemetry for Guided Weapons», *Engineering*, **176**, Oct. 23, 1953, p. 518, 519.
7. Cole J. C., Telemetering Guided-Missile Performance, *Proc. Institution Radio Engineers, Waves and Electronics Sect.*, **36**, Nov. 1948, p. 1404—1414.
8. Cummings C. I. and Newberry A. W., Radio Telemetry, *J. Amer. Rocket Soc.*, **23**, May — June 1953, p. 141—145.
9. Lygrisse P., Arrangement of Telemetering Equipment for Supersonic Rockets (In French), *Recherche Aéronautique*, (28), July — Aug. 1952, p. 43—45.
10. Moore W. C., Simultaneous A-M and F-M in Rocket Telemetering, *Electronics*, **25** (3), March 1952, p. 102—105.
11. Nichols M. H. and Rauch L. L., Radio Telemetry, *Review Scientific Instruments*, **22**, Jan. 1951, p. 1—29.
12. Wynn J. B. and Ackerman S. L., Guided-Missile Test Center Telemetering System, *Electronics*, **25** (5), May 1952, p. 106—115.
13. Newell H. E. and Siry J. W., Rocket Upper Air Research, *J. Amer. Rocket Soc.*, **23**, Jan — Feb. 1953, p. 7—13.
14. Rosen M. W. and Snodgrass R. B., The High Altitude Sounding Rocket, *Aero Digest*, **67** (3), Sept. 1953, p. 92—99.
15. O'Day M., Instrumentation of V2 Rockets to Obtain Data on the Physics of the Upper, *Proc. 11th Internat. Congress Applied Mechanics*, 1948, p. 515—524.
16. Green C. F., V2 Rocket in Upper Atmosphere Research, *Aero Digest*, **67** (5), Nov. 1953, p. 20—26.
17. Van Allen J. A. et al., Aerobee Sounding Rocket; a New Vehicle for Research in the Upper Atmosphere, *Science*, **108**, Dec. 31, 1948, p. 746, 747.
18. Antonio A. L., The «Aerobee» Research Rocket, *Interavia*, **8**, Nov. 1953, p. 631.
19. Layton J. P., Operations with the High-Altitude Sounding Rocket Viking (Rockets 1 through 4), *Amer. Rocket Soc. National Convention*, Nov. 30, 1950, 21 p.
20. Purdy W. G., The Viking Rocket, *Aeronautical Engineering Rev.*, **11** (1), Jan. 1952, p. 16—20.
21. «A Guide to High-altitude Rocket Design», *Aviation Week*, **59** (26), Dec. 28, 1953, p. 28—31.
22. Newell H. E. et al., Upper Atmosphere Research, Pts. I—VI,

U. S. Office of Naval Research, Reports, Nos. R-2955, Oct. 1, 1946; R-3030, Dec. 30, 1946; R-3120, April 1947; R-3171, Oct. 1, 1947; R-3358, June 17, 1948; R-3333, Aug. 12, 1948.
23. Singer S. F., Research in the Upper Atmosphere with Sounding Rockets and Earth Satellite Vehicles, *J. Brit. Interplanet. Soc.,* **11**, March 1952, p. 61—73.
24. Singer S. F., Synoptic Rocket Observations of the Upper Atmosphere, *Nature,* **171**, June 20, 1953, p. 1108, 1109.
25. Roberts H. E., The Atmosphere and its Characteristics, *Aeronautical Engineering Rev.,* **59** (4), Oct. 1949, p. 18—31.

Глава XII

1. Baxter A. D., The Prospects and Problems of Rocket Propulsion for Aircraft, *J. Royal Aero. Soc.*, **59**, May 1955, p. 315—338.
2. Bolster C. M., The Assisted Take-off of Aircraft, *James Jackson Cabot Fund Publication,* № 9, Norwich Univ. 1950.
3. Cleaver A. V., Rockets and Assisted Take-off, *J. Royal Aeronautical Soc.,* **55**, Feb. 1951, p. 87—109.
4. Kármán T., Jet Assisted Take-off, *Interavia,* **7**, *July 1952,* p. 376—379.
5. «How Jato Cuts Navion Take-off», *Aviation Week,* **51** (19), Nov. 7, 1949, p. 40.
6. «Jato Junior», *Interavia,* **4**, July 1949, p. 436.
7. Plaskowski Z., The Use of Auxiliary Rockets in High-speed Aircraft, *Aircraft Engineering,* **23**, March 1951, p. 72—75.
8. «Performance and Ranges of Application of Various Types of Aircraft Propulsion Systems», *N. A. C. A. Tech. Note 1349.* Aug. 1947.
9. Byrne R. W., A Method of Selecting Rocket Thrust for Experimental Supersonic Airplanes, *N. A. C. A. Bull. № 16G22,* Aug. 1946.
10. Ivey H. R., Bowen E. N. and Oborny L. F., Introduction to the Problem of Rocket-powered Aircraft Performance, *N. A. C. A. Tech. Note 1401*, 1947, 46 p.
11. Moles H. R., Application of Rocket Power to Aircraft, *Aeronautical Engineering Rev.,* **10** (4), April 1951, p. 24—30.
12. Reinhardt T. F., Factors Affecting the Range of Rocket-powered Aircraft, *Aeronautical Engineering Rev.,* **8** (10), Oct. 1949, p. 32—35.
13. Nowarra H. J., Rocket Fighter, *R. A. F. Flying Rev.,* **9**, June 1954, p. 11—13.
14. Bachem E., Some Principal Problems Concerning the Take-off of Manned Rockets (In German), *Weltraumfahrt,* 4, *July* 1953, p. 78—81.
15. Millikan C. B., Natter Interceptor Project, *C. I. O. S. File № XXX-107 ,H. M. S. O.,* July 1945.
16. Osborn W. J., Construction and Performance of the Baka, *J. Amer. Rocket Soc.,* (65), March 1946, p. 20—23.
17. Stanley F. M. and Sandstrom R. J., Development of the XS-1 Supersonic Airplane, *Aeronautical Engineering Rev.,* **6** (8), Aug. 1947, p. 22—26.

18. Evans S. H., Tonic Sonics, *Flight*, **57**, Jan. 5, 1950, p. 16—20.
19. Sänger E. and Bredt I., A Rocket Drive for Long-Range Bombers (In German), *Deutsche Luftfahrforschung UM 3538*, 1944, English translation, Santa Barbara, U. S. A., 1952.
20. Bergaust E., Rocket Power for Helicopters, *Aero Digest*, **70** (4), April 1955, p. 32—38.

Глава XIII

1. «Rocket on Rails», *J. Amer. Rocket Soc.*, (74), Juny 1948, p. 66—68.
2. «Crash» Sled Aids Impact Studies», *Aviation Week*, **52** (8), Feb. 20, 1950, p. 18, 19.
3. Anderton D. A., A. F. Gets High-Speed Data from Supersonic Sleds, *Aviation Week*, **59** (10), Sept. 7, 1953, p. 26, 27, 30—32.
4. Maxfield F. A., Torpedo-Propulsion Systems, *J. Amer. Rocket Soc.*, (79), Dec. 1949, p. 166—184.
5. Rattaliata J. T., Ingoline (Hydrogen Peroxide) Cycle for Submarines, *C. I. O. S. File № XXX-1, H. M. S. O.*, June 1945.
6. Bellinger F. et al., The System Hydrogen Peroxide — Permanganate, Industrial and Engineering Chemistry, **38**, Feb. 1946, p. 160—169.

Глава XIV

1. Summerfield M., Fundamental Problems in Rocket Research, *J. Amer. Rocket Soc.*, (81), Nov. 1951, p. 147—153.
2. Cheng C. M., Resistance to Thermal Shock, *J. Amer. Rocket Soc.*, **21**, Nov. 1951, p. 147—153.
3. Bowman N., High Energy Chemical Rocket Fuels, *J. Space Flight*, **1** (7), Dec. 1949, p. 1—8.
4. Neat W. N., Some Limiting Factors of Chemical Rocket Motors, *J. Brit. Interplanet. Soc.*, **12**, Nov. 1953, p. 249—274.
5. *Sänger E.*, High Gas Discharge Velocities in Rocket Propulsion, *U. S. Dept. Commerce, Office Technical Services PB 26227*, Nov. 1946, 21 p.
6. Swearingen L. E. and Veis A., High Reaction Energy Substances for Jet and Rocket Propulsion, a Review of Existing Literature, *U. S. A. F. Air Material Command Technical Report 6633*, May 1951.
7. Thompson G. V. E., Cost and Availability of High-Energy Rocket Propellants, *J. Brit. Interplanet. Soc.*, **11**, 1952, p. 333—341.
8. McLarren R., New Propulsion Factors Analysed, *Aviation Week*, **51** (19), Nov. 7, 1949, p. 18—20, 22.
9. Hoelzgen H. J., Atomic Hydrogen Fuel (In German), *Weltraumfahrt* (1), April 1950, p. 38—40.
10. Wort D. J. H., The Atomic Hydrogen Rocket, *J. Brit. Interplanet. Soc.*, **12**, July 1953, p. 167—172.
11. Zwicky F., Chemical Kinetics and Jet Propulsion, *Chemical and Engineering News*, **28**, Jan. 16, 1950, p. 156—158.
12. Blanc M. P., Note on Self-Propulsion with a Separate Energy Source (In French), *Mémorial Artillerie Francaise*, **25**, 1951, p. 103—116.

13. Shepherd L. R. and Cleaver A. V., The Atomic Rocket, Pts. 1—4, *J. Brit. Interplanet. Soc.*, **7**, *Sept.* 1948, p. 185—194; Nov. 1948, p. 234—241; 8, Jan. 1949, p. 23—37; March 1949; p. 59—70.
14. Ehricke K. A., A Comparison of Propellants and Working Fluids for Rocket Propulsion, *J. Amer. Rocket. Soc.*, 23, Sept. — Oct. 1953, p. 287—296, 300.
15. Clarke A. C. and Atkinson R. d' E., Interplanetary Travel, *J. Inst. Navigation*, **3**, Oct. 1950, p. 357—377.
16. Cleaver A. V., A Programme for Achieving Interplanetary Flight, *J. Brit. Interplanet. Soc.*, **13**, Jan. 1954, p. 1—27.
17. Reichel R. H., Present Limitations of Rocket Propulsion and the Prospect for Space—Flight (In German), *Z. Vereines deutscher Ingenieure*, **92**, Nov. 11, 1950, p. 873—882.
18. Sänger E., What Will Space — flight Cost? (In German), *Weltraumfahrt*, **2**, June 1951, p. 49—55.
19. Thompson L. N., Fundamental Dynamics of Reaction-powered Space Vehicles, *Proc. Instr. Mechanical Engineers*, **164**, 1951, p. 264—280.
20. Malina F. J. and Summerfield M., The Problem of Escape from the Earth by Rocket, *Jet Propulsion Lab., Calcit, California Institute of Technology*, Pub. № 5, Aug. 23, 1946. Also in *J. Aeronautical Sciences*, **14**, Aug. 1947, p. 471—480.
21. Engel R., Boedewadt U. T. and Hanisch K., The Space — Station — A Future Project? (In German), *O. N. E. R. A.*, Paris, Sept. 1, 1949.
22. Humphries J., Artificial Satellites, *Aeronautics*, **26**, April 1952, p. 62, 65, 66, 69—70.
23. «On the Utility of an Artificial Unmanned Earth Satellite», A. R. S. Space Flight Committee, *Jet Propulsion*, **25**, Feb. 1955, p. 71—78.
24. Ross H. E., Orbital Bases, *J. Brit. Interplanet. Soc.*, **8**, Jan. 1949, p. 1—19.
25. «Power Supplies for an Instrument—Carrying Satellite», *J. Brit. Interplanet. Soc.*, **13**, Sept. 1954, p. 294—296.
26. Grimminger G., Probability that a Meteor will Hit or Penetrate a Body Situated in the Vicinity of the Earth, *J. Applied Physics*, **19**, Oct. 1948, p. 947—956.
27. Armstrong H., Haber H. and Strughold H., Aeromedical Problems of Space Travel, *J. Aviation Medicine*, **20**, Dec. 1949, p. 384—417.
28. Haver H., The Human Body in Space, *Scientific American*, **184**, Jan. 1951, p. 16—19.
29. Haber H., Manned Flight at the Borders of Space, *J. Amer. Rocket Soc.*, **22**, Sept.—Oct. 1952, p. 269—276, 283.
30. Strughold H. et al., What is the Probable Behaviour of the Organism in Space? (In German), *Weltraumfahrt*, **2**, Aug. 1951, p. 81—88.
31. Schaefer H. J., Exposure Hazard from Cosmic Radiation at Extreme Altitude and in Free Space, *J. Amer. Rocket Soc.*, **22**, Sept.—Oct. 1952, p. 277—283.

32. Shepherd L. R., The Possibility of Cosmic-ray Hazards in High Altitude and Space Flight, *J. Brit. Interplanet. Soc.*, **12**, Sept. 1953, p. 197—212.
33. Henry J. P., Ballinger E. R., Maher P. J. and Simons D. G., Animal Studies of the Subgravity State During Rocket Flight, *J. Aviation Medicine*, **23**, Oct. 1952, p. 421—432.
34. Simons D. G., Review of Biological Effects of Subgravity and Weightlessness, *Jet Propulsion*, **25**, May 1955, p. 209—211.

ЛИТЕРАТУРА, ДОБАВЛЕННАЯ КО ВТОРОМУ ИЗДАНИЮ КНИГИ

Раздел А

Глава II

1. Zaehringer A. J., *Solid Propellant Rockets*, American Rocket Co., Wyandotte, 1955, 162 p.

Хороший общий обзор ракетных двигателей на твердом топливе.

Глава III

2. Bonney E. A., Zucrow M. J. and Besserer C. W., *Aerodynamics, Propulsion, Structures*, D. van Nostrand, New York and London, 1956, 595 p.

Прекрасное изложение основных принципов аэродинамики сверхзвукового полета и движения со сверхзвуковыми скоростями в применении к реактивным снарядам. Раздел «Конструкции» написан очень слабо.

Глава VII

3. Locke A. S. et. al., *Guidance*, D. van Nostrand, New York and London, 1956, 729 p.

Серия статей по всем вопросам наведения.

Глава XIV

4. «*Earth Satellites as Research Vehicles*», Monograph № 2 of Journal of the Franklin Institute, Philadelphia, 1956, 115 p.

Статьи, освещающие многие вопросы, связанные с запуском искусственных спутников.

5. Carter L. J. (ed.), *Realities of Space Travel*, Putnam, London, 1957, 448 p.

Сборник наиболее важных статей, опубликованных в журнале Британского межпланетного общества за последние 10 лет. Прекрасное изложение материала, сделанное с большим знанием дела.

Раздел Б

1. «*Fusées et Recherche Aéronautique*».
2. «*Journal of Astronautics*».
3. «*Missiles and Rockets*».
4. «*Missile Engineering*».
5. «*Spaceflight*».

Раздел В

Глава I

5. Braun W., Reminiscences of German Rocketry, *J. Brit. Interplanet. Soc.,* 15, May—June 1956, p. 125—145.
8. Seifert H. S., Twenty-five Years of Rocket Development, 25, Nov. 1955, p. 594—603, 632, 633.

Глава IV

3. Baxter A. D., Combustion Chambers for Rocket Engines, *J. Brit. Interplanet. Soc.,* 15, May—June 1956, p. 146—163.
6. Sutton G. H., Heat Transfer in Rockets, *J. Brit. Interplanet. Soc.,* 15, July—Aug. 1956, p. 192—205.
15. Ross C. C. and Datner P. A., Combustion Instability in Liquid-Propellant Motors — a Survey, *Selected Combustion Problems,* Butterworth, London, 1954, p. 352—380.

Глава VII

1. Sutton G. P., History, Problems and Status of Guided Missiles, *Jet Propulsion,* 25, Nov. 1955, p. 615—622.
10. Nixon F. E., What can Electronic Simulators do for the Missile Designer?, *Aeronautical Engineering Rev.,* 14 (5), May 1955, p. 109—112.

Глава VIII

1. Peppers A. W., Aerodynamic Design of a High-Altitude Rocket, *Aeronautical Engineering Rev.,* 14 (4), April 1955, p. 43—47.
3. Snodgrass R. B., Flight Measurements of Aerodynamic Heating and Boundary-Layer Transition on the Viking 10 Nose-Cone, *Naval Research Lab.,* Rept. № 4531, June 16, 1955.

Глава XIV

6. Randolph C. L., Research on Ultra-Energy Fuels for Rocket Propulsion, *Aerojet-General Corp.* Rept. № 1219—1, June 18 — Sept. 17, 1954.
23. Whipple F. L., The Scientific Value of Artificial Satellites, *J. Franklin Institute,* 262, Aug. 1956, p. 95—109.
23. Gatland K. W., The Vanguard Project, *Spaceflight,* 1, Oct. 1956, p. 15—28.

ТАБЛИЦА ПЕРЕВОДА МЕР

Единицы длины

1 *фут* = 30, 48 *см*; 12 дюймов

1 *дюйм* = 2,54 *см*

1 *ярд* = 91,44 *см*

1 *миля* (английская) = 1,6 *км*

1 *миля* (морская) = 1,85 *км*

Единицы веса

1 *фунт* = 453,59 *г*

Единицы площади

1 *фут*^{2} = 929 *см*^{2}

1 *дюйм*^{2} = 6,45 *см*^{2}

1 *ярд*^{2} = 0,836 *м*^{2}

Единицы объема

1 *фут*^{3} = $2{,}832 \cdot 10^4$ *см*^{3}

1 *дюйм*^{3} = 16,39 *см*^{3}

1 *ярд*^{3} = $7{,}646 \cdot 10^5$ *см*^{3}

Единицы давления

1 *фунт/фут*^{2} = $4{,}882 \cdot 10^{-4}$ *кг/см*^{2}

1 *фунт/дюйм*^{2} = $7{,}031 \cdot 10^{-2}$ *кг/см*^{2}

Единицы плотности

1 *фунт/фут*^{3} = $1{,}602 \cdot 10^{-2}$ *г/см*^{3}; 16,02 *г/л*

1 *фунт/дюйм*^{3} = 27,67 *г/см*^{3}

Единицы теплопроводности

1 *м. т. е.* (метрическая тепловая единица) = 454 *кал*

1 *м. т. е./дюйм*^{2} $\approx$ 70 *кал/см*^{2}

ОГЛАВЛЕНИЕ

Дж. Хэмфрис

РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И УПРАВЛЯЕМЫЕ СНАРЯДЫ

Редактор *М. Н. ДЕЕВ*

Переплет художника *Д. С. Громана*

Технический редактор *Т. С. Соколова*

Сдано в производство 2/XI 1957 г. Подписано к печати 19/II 1958 г.
Бумага $84 \times 108^1/_{32}$ = 4,8 бум. л. 15,6 печ. л. Уч.-изд. л. 14,8. Изд. № 18/3868.
Цена 10 р. 90 к. Зак. 3073.

ИЗДАТЕЛЬСТВО ИНОСТРАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ,
Москва, Ново-Алексеевская, 52.

Типография № 2 им. Евг. Соколовой УПП Ленсовнархоза.
Ленинград, Измайловский пр., 29

Опечатки

Стр.	Строка	Напечатано	Следует читать
контр-титул	1 снизу	1958	1957
27	7 снизу	листовую обработку	чистовую обработку
67	4 снизу	Значения L	Значения L (в дюймах)
90	1 снизу	турбопро-	трубопро-
111	Табл. VII, колонки 5 и 6	4400—800	4400—880
171	5 сверху	пластикой	пластиком
206	Фиг. 89, подпись	данных и траектории	данных о траектории
223	Фиг. 97, подпись	со стартовым пороховым ускорителем	со стартовыми пороховыми ускорителями
234	Табл. XIV, 3 колонка, 7 сверху	52,4	59,4
240	Табл. XVI, 6 колонка, 1 снизу	13,6	45,3
240	Табл. XVI, 3 колонка, 5 снизу	Трубореактивный	Турбореактивный
262	8—9 сверху	обтюрировался	обтюрировалась

Зак. 3073.